مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية

المنظمة العربية للترجمة

مالكولم ج. أبزوغ

إ. أوجين لارابي

استقرار الطائرة والتحكم بها

تاريخ التقانات التي جعلت الطيران ممكناً

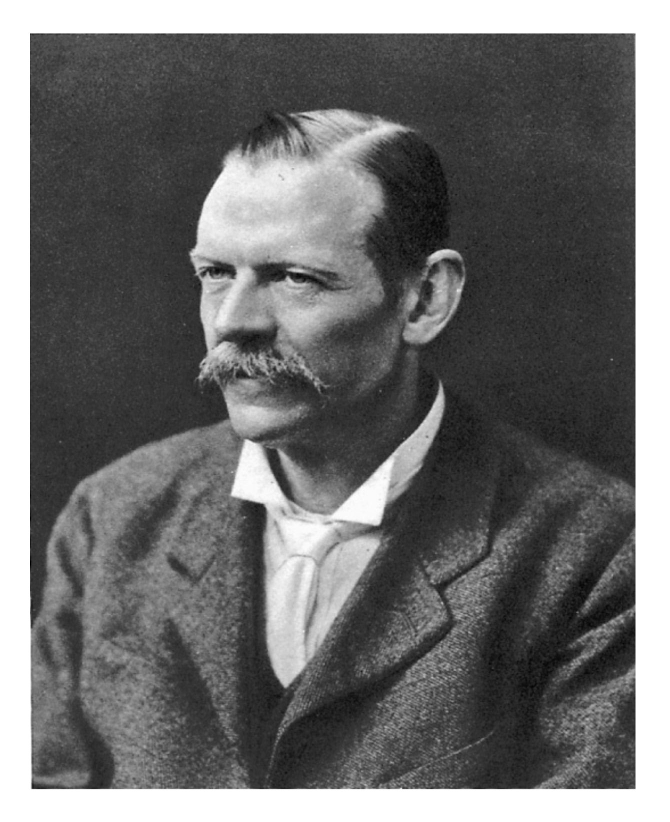


ترجمة

د. أديب بطح

م. محمود حسن عيتاني

سلسلة كتب التقنيات الاستراتيجية والمتقدّمة



كان جورج هارتلي برايان George Hartley Bryan (1864-1929) هو والسيد ويليامز (W. E. Williams)، أصحاب فكرة معادلات الحركة للطائرة.

معادلات برايان هي الأساس المستخدم في تحليل ديناميك الطائرة والتحكم بالحلقة المغلقة وتصميم محاكيات الطيران.

(من : Obit- Notices of Fellows of the Royal Soc., 1932-1935)

«من عالم الحسد أقفز بسخرية،

لأشق بفرح عباب السموات الرائعة».

من : Odes II xx, by Horace, translated by Samuel Johnson in 1726.

St. Martin's Press, New York, 1971.

«عندما تم حساب هذه الميزة [الاستقرار والتحكم]، كان عصر طيران المَركبات سيصل، من أجل كل الصعوبات الأخرى غير الهامة»

من : *The Papers of Wilbur and Orville Wright*, vol. 1.

McGraw-Hill Book Co., New York, 1953.

«. . . أي طيار يستطيع الطيران بنجاح على أي شيء يبدو مثل الطائرة»

من : «Airplane Stability and Control from a Designer's Point of View.»

Otto C. Koppen, *Journal of Aerospace Science and Technologies* (February 1940).

المحتويـات

تقديـــم

سلسلة كتب التقنيات الاستراتيجية
مبادرة الملك عبد الله للمحتوى العربي

يطيب لي أن أقدم لهذه السلسلة التي جرى انتقاؤها في مجالات تقنية ذات أولوية للقارئ العربي في عصر أصبحت فيه المعرفة محركاً أساسياً للنمو الاقتصادي والتقني، ويأتي نشر هذه السلسلة بالتعاون بين مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية والمنظمة العربية للترجمة، ويقع في إطار تلبية عدد من السياسات والتوصيات التي تعنى باللغة العربية والعلوم، ومنها:

أولاً: البيان الختامي لمؤتمر القمة العربي المنعقد في الرياض 1428هـ 2007م الذي يؤكد ضرورة الاهتمام باللغة العربية، وأن تكون هي لغة البحث العلمي والمعاملات حيث نصّ على ما يلي: (وجوب حضور اللغة العربية في جميع الميادين، بما في ذلك وسائل الاتصال، والإعلام، والإنترنت وغيرها).

ثانياً: «السياسة الوطنية للعلوم والتقنية» في المملكة العربية السعودية التي انبثق عنها اعتماد إحدى عشرة تقنية إستراتيجية هي: المياه، والبترول والغاز، والبتروكيميائيات، والتقنيات المتناهية الصغر (النانو)، والتقنية الحيوية، وتقنية المعلومات، والإلكترونيات والاتصالات والضوئيات، والفضاء والطيران، والطاقة، والمواد المتقدمة، والبيئة.

ثالثاً: مبادرة الملك عبد الله للمحتوى العربي التي تفعِّل أيضاً ما جاء في البند أولاً عن حضور اللغة العربية في الإنترنت، حيث تهدف إلى إثراء المحتوى العربي عبر عدد من المشاريع التي تنفذها مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية بالتعاون مع جهات مختلفة داخل المملكة وخارجها. ومن هذه المشاريع ما يتعلق برقمنة المحتوى العربي القائم على شكل ورقي وإتاحته على

شبكة الإنترنت، ومنها ما يتعلق بترجمة الكتب الهامة، وبخاصة العلمية، مما يساعد على إثراء المحتوى العلمي بالترجمة من اللغات الأخرى إلى اللغة العربية بهدف تزويد القارئ العربي بعلم نافع مفيد.

تشتمل السلسلة على ثلاثة كتب في كلٍّ من التقنيات التي حددتها «السياسة الوطنية للعلوم والتقنية». واختيرت الكتب بحيث يكون الأول مرجعاً عالمياً معروفاً في تلك التقنية، ويكون الثاني كتاباً جامعياً، والثالث كتاباً عاماً موجهاً إلى عامّة المهتمين، وقد يغطّي ذلك كتاب واحد أو أكثر. وعليه، تشتمل سلسلة كتب التقنيات الاستراتيجية والمتقدمة على ما مجموعه ثلاثة وثلاثون كتاباً مترجماً، كما خصص كتاب إضافي منفرد للمصطلحات العلمية والتقنية المعتمدة في هذه السلسلة كمعجم للمصطلح.

ولقد جرى انتقاء الكتب وفق معايير، منها أن يكون الكتاب من أمهات الكتب في تلك التقنية، ولمؤلفين يشهد لهم عالمياً، وأنه قد صدر بعد عام 2000، وأن لا يكون ضيِّق الاختصاص بحيث يخاطب فئة محدودة، وأن تكون النسخة التي يترجم عنها مكتوبة باللغة التي ألّف بها الكتاب وليست مترجمة عن لغة أخرى، وأخيراً أن يكون موضوع الكتاب ونهجه عملياً تطبيقياً يصبّ في جهود نقل التقنية والابتكار، ويساهم في عملية التنمية الاقتصادية من خلال زيادة المحتوى المعرفي العربي.

إن مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية سعيدة بصدور هذه المجموعة من الكتب، وأود أن أشكر المنظمة العربية للترجمة على الجهود التي بذلتها لتحقيق الجودة العالية في الترجمة والمراجعة والتحرير والإخراج، وعلى حسن انتقائها للمترجمين المتخصصين، وعلى سرعة الإنجاز، كما أشكر اللجنة العلمية للمجموعة التي أنيط بها الإشراف على إنجازها في المنظمة وكذلك زملائي في مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية الذين يتابعون تنفيذ مبادرة الملك عبد الله للمحتوى العربي.

الرياض 20/ 3/ 1431 هـ
رئيس مدينة الملك عبد العزيز للعلوم والتقنية
د. محمد بن إبراهيم السويل

مقدمــة

بعد أن دبّ الحماس في أحد التلاميذ في محاضرة مُلهمة عن استقرار الطائرة والتحكم بها، رغب المحاضر الأستاذ أوتو كوبن (Otto Koppen) توجيه نظرة رؤيوية عن الموضوع إلى ذلك التلميذ بالقول: «تذكّر، أن الطائرات لم تُبنَ لإيضاح صورة الاستقرار والتحكم وإنما بُنيت لنقل أشياء من مكان إلى آخر». وربما ذهب أوتو في ذلك بعيداً، فقد كشف التاريخ مراراً وتكراراً أن إهمال مبادئ التحكم والاستقرار قد أودى بشكل أو بآخر بمشاريع طائرات رائعة، وأحياناً حرفياً. وأن أي طامح لبناء طائرة يجد من البديهي اعتماد هيكلية قوية وقدرة دافعة ملائمة. إلا أنه وللخروج من الانهيار الحلزوني لا بد من وضع مركز الثقل في مكانه الصحيح، وجعل مساحة دفة الاتجاه مناسبة.

لقد كرس جانب كبير من تصاميم الاستقرار والتحكم بجعل الطائرات الشراعية التي تطير بدون محرّك لعدّة دقائق كل مرّة عندما يكون الجو هادئاً، وهي تستجيب بسلاسة للأوامر الصادرة عن يدَي الطيار وقدميه عندما يريد تغيير مسارها أو ارتفاعها. سُميت هذه المزايا «خصائص الطيران». وتم ترميزها لأول مرة عام 1943 من قبل الجمعية الاستشارية الوطنية للطيران (National Advisory Committee for Aeronautics) أو NACA. وبعد عامين من ذلك تبعت مواصفات الطائرات العسكرية NACA بهذا الخصوص.

عندما أتى عصر المحرك التوربيني الغازي، قادت الاعتبارات الاقتصادية لوقود الطائرات إلى الطيران في طبقة الستراتوسفير، وأن زيادة قدرة المحرك جعل من الطيران بسرعة قريبة من سرعة الصوت أمراً ممكناً. لكن مع ذلك ما من أحد يستطيع إنجاز خصائص طيران مرضية بدمج هندسة الطائرة مع القيود على موضع مركز الثقل. إن منظومة زيادة الاستقرار الصنعي (Artificial stability augmenters) (كمخمدات الحركة) كان مطلوباً لتخميد الحركة السريعة الطولية والحركة السريعة العرضية، والاثنان معاً بوجود معوض لرقم ماخ (Mach trim

(compensator، وسطوح ذيل طائرة بالكامل، ومحرك قيادة سطح التحكم بالموضع اللارَدي. وتقريباً بنفس الوقت، سجل نجاح منظومة زيادة الاستقرار المطبقة في طائرة البوينغ B-47 وطائرة نورثروب B-49 بداية عصر جديد.

منذ ذلك الحين فإن معظم الفن والعلم اللذين أوصلا هندسة الطيران للطيران بجودة عالية على ارتفاع منخفض بدأت تضيع لمصلحة جيل جديد من المصممين وبُناة الطائرة. لقد آن الأوان لتدوين أخبار مصممي الطائرات الأوائل لمصلحة حركة بناء الطائرة من خلال تجميع الأجزاء، ناهيك عن الباقون على قيد الحياة من رواد صناعة الطيران العام. وفقاً لذلك، فإن هذا الكتاب هو كتابٌ غير رسمي، يلقي نظرة عامة على فن وعلم استقرار الطائرة والتحكم بها. وللتاريخ، فإن نمو أعداد المتفهمين للموضوع تعود من أيام ما قبل الأخوين رايت وحتى يومنا الحاضر. لكن تتوافر أيضاً النية في الحفاظ على خبرة المصممين المستقبليين المكتسبة القاسية حول ماذا عملوا وماذا لم يعملوا. المقترح ليس فقط تكريم العلميين والمهندسين اللذين اخترعوا استقرار الطائرة والتحكم بها، لكن أيضاً مساعدة مصممي الطائرات المستقبليين القلائل العاملين على طول هذا المسار نحو النجاح.

فإذا كان لهذا العمل أي دورموَحِّد، فهو التخلف في ممارسة الاستقرار والتحكم إنطلاقاً وراء نظرية متاحة حالياً. فمرّة بعد مرة، تم بناء طائرات بمواصفات استقرار وتحكم مفجعة وغير مرغوبة لمجرد الجهل بإمكانية استخدام تصاميم أفضل. وليس إلاّ في حقب زمنية قصيرة، كما في زمن تجارب الطيران الأولى بسرعة قريبة من سرعة الصوت، كان النظريون، والباحثون، ومصممو الطائرات جميعاً في مركب واحد، والجميع يأخذون العبر معاً.

لقد جلبت الطبعة الثانية من هذا الكتاب موضوعاً عصرياً يتضمن آخر التطويرات الحاصلة في هذا المجال. لقد أنتهزنا أيضاً الفرصة للرد على ملاحظات القراء وعلى العديد من المراجعات الخاصة بالطبعة الأولى. الموضوع الوحيد الذي تكرر في المراجعات كان إهمال الطبعة الأولى للعمل الذي جرى في مجال استقرار الطائرة والتحكم بها خارج الولايات المتحدة. لم يكن هذا متعمداً، لكن أعطت الطبعة الثانية الفرصة لمؤلفي الكتاب لتصحيح هذه المسألة. في نفس المسعى، فقد تم مساعدتنا كثيراً من قبل

المراسلين والمراجعين التاليين في كندا، أوروبا، وآسيا: ميخائيل كوك، د. برنار ايتكين، د. بيتر هاميل، د. جون جيبسون، بيل كانستون، د. نوروهيتو كوتو. د. غاريث بادفيلد، السيدة أ. جان روس، وأخيراً د. أتش. أتش. توماس، ود. جان كلود فانير.

إن التاريخ الفني لمفهوم استقرار الطائرة والتحكم بها لم يفتقر إلى الاهتمام بالماضي. فالعديد من المؤلفين المميزين قد قدموا تاريخاً موجزاً عن موضوع استقرار الطائرة والتحكم بها، كعمل مميز من حكايات علم الطيران العام. وندين بشكل خاص للمشاركات التالية:

- «التقدم في بحث ديناميك الاستقرار والتحكم،» لوليام اف. ميليكين الابن، **مجلة علوم الطيران** (أيلول/ سبتمبر 1947).
- تطوير تقنية استقرار الطائرة والتحكم بها، لكورتلاند دي. بيركينز، **مجلة الطيران** (تموز/ يوليو-آب/ أغسطس 1970).
- «ثمانون سنة من تحكم الطيران: انتصارات ومخاطر أنظمة التقارب،» لدوان تي. ماك روير واف. دونستان غراهام، **مجلة القيادة والتحكم** (تموز/ يوليو ـ آب/ أغسطس 1981).
- «خمس وعشرون عاماً من بحث الجودة،» لأيرفين إل. أشكيناس، **مجلة الطيران** (أيار/ مايو 1984).
- «جودة الطيران من الطائرات الأولى حتى المكوك الفضائي،» لوليام أتش. فيليبس، **مجلة القيادة، التحكم، والديناميك** (تموز/ يوليو ـ آب/ أغسطس 1989).
- مؤسسة **متطلبات التصميم: مواصفات جودة الطيران للطائرات الأمريكية، 1918 ـ 1943**، لوالتر سي. فينسينتي، الفصل الثالث «حول ماذا يعرف المهندسون وكيف يعرفونه»، مطبعة جونس هوبكينز، 1990.
- «تطور استقرار الطائرة والتحكم بها: وجهة نظر المصمم، لجان روسكام،» **مجلة القيادة** (أيار/ مايو ـ حزيران/ يونيو 1991).
- «مذكرات لانغلي في الأربعينات،» لدبليو هيويت فيليبسس، **مجلة الجمعية الأمريكية لتاريخ الطيران** (صيف 1992).

وفيما يلي هذه المشاركات باللغة الإنكليزية:

- «Progress in Dynamic Stability and Control Research,» by William F. Milliken, Jr., *Journal of the Aeronautical Sciences* (September 1947).
- «Development of Airplane Stability and Control Technology,» by Courtland D. Perkins, *Journal of Aircraft* (July-August 1970).
- «Eighty Years of Flight Control: Triumph sand Pitfalls of the Systems Approach,» by Duane T. McRuer and F. Dunstan Graham, *Journal of Guidance and Control* (July-August 1981).
- «Twenty-Five Years of Handling Qualities Research,» by Irving L. Ashkenas, *Journal of Aircraft* (May 1984).
- «Flying Qualities from Early Airplanes to the Space Shuttle,» by William H. Phillips, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* (July-August 1989).
- «Establishment of Design Requirements: Flying Qualities Specifications for American Aircraft, 1918-1943,» by Walter C. Vincenti, Chap. 3 of *What Engineers Know and How They Know It*, Johns Hopkins University Press, 1990.
- «Evolution of Airplane Stability and Control: A Designer's Viewpoint,» by Jan Roskam, *Journal of Guidance* (May-June 1991).
- «Recollections of Langley in the Forties,» by W. Hewitt Phillips, *Journal of the American Aviation Historical Society* (Summer 1992).

في الكتاب العديد من الفاعلين والمتقاعدين المشاركين في حقل الاستقرار والتحكم الذين تمّت مقابلتهم من أجل هذا الكتاب؛ بعضاً منهم زود المؤلِّفين بمراجع قيّمة، وحتى أكثر من ذلك باستشارات ثمينة. ويرغب المؤلِّفان الاعتراف الخاص لعديد منهم بالمساعدة الخيرة التي قدموها. ربما يُذكر بشكل رئيسي من هذه المجموعة شارل ويستبروغ، الوجه المعروف جيداً في حقل الاستقرار والتحكم. لقد قدم ويستبروغ المساعدة بمعرفته الواسعة

بالبحث الذي ترعاه القوى الجوية في الولايات المتحدة وبإزالة العديد من الخفايا لكن بوثائق مفيدة. هيويت فيليبس، هو الوجه الهام الآخر في حقل الاستقرار والتحكم، لمراجعاته التفصيلية للعديد من فصول الكتاب. وتم اقتباس تعليقاته حرفياً في أماكن متعددة من هذا الكتاب. فيليب هو الآن الباحث المميز المشارك في مركز لانغلي للبحوث في وكالة الفضاء الأمريكية (NASA Langley Research Center).

لقد كنا محظوظين بالحصول على مقابلات مفصلة عن خبيرين إضافيين، وليام كوك، الموظف السابق في شركة بوينغ، ودوان ماك روير رئيس مجلس إدارة شركة النظم التقنية المحدودة (Systems Technology Inc.). فلقد استفدنا من بعد نظرهما في المواضيع الهامة واقتباس تعليقاتهما حرفياً في أماكن متعددة من هذا الكتاب. الدكاترة. جون جيبسون الموظف السابق في مؤسسة كهرباء بريطانيا/ الفضاء البريطانية (English Electric/British Aerospace)، وبيتر هاميل مدير معهد دي. في. أل لبحوث الطيران في براونشفيك (DVL Institute of Flight Research Braunschweig)، للمساعدة التي قدمها في بيان التطويرات الأوروبية الحالية والتاريخية، كذلك العديد من المهندسين الأوروبيين والكنديين. جان أندرسون، مدير مكتبة مخبر غوغينهايم للفضاء في معهد كاليفورنيا التقني (GALCIT) لقيادته المؤلفين إلى المعهد لتحصيل مجموعة رائعة عن الفضاء. جميع الوثائق الخاصة في الإدارة الوطنية للملاحة الفضائية والفضاء، NACA، مخزنة هناك داخل ميكروفيش. قدمت السيدة لويزا توت (Louisa Toot) المساعدة الكبيرة باعتبار إن مجموعة GALCIT موجودة حالياً في المعهد في مكتبة فيرتشيلد حيث المراجع التقنية المكتَبية. لقد سنحت لنا الفرصة أيضاً بالحصول على دخول حر إلى شركة النظم التقنية في هوثورن، كاليفورنيا، لتجميع معلومات مكثفة عن موضوع التحكم والاستقرار. نشكر السيدين دوان ماك روير وويد آلين رئيس مجلس إدارة اس.تي.آي ومديرها على المساعدة والاستشارة التي قدماها.

هندسة المكتبات في جامعة كاليفورنيا، لوس أنجلوس، وجامعة جنوب كاليفورنيا كانت مفيدة لهذا المشروع. نعترف كذلك بمساعدة جورج كيركمان أمين مكتبة ومتحف الطيران في سانتا مونيكا، كاليفورنيا لعمله الطوعي، والسيد لي ساجيسر أمين أرشيف وكالة الفضاء الأمريكية ناسا.

إضافة إلى المهندسين الأوروبيين والآسيويين المذكورين سابقاً، نشكر الأشخاص الكريمين التاليين الذين أجابوا عن أسئلتنا، وفي حالات كثيرة أعارونا الوثائق التي أضافت قيمة مادية إلى هذا العمل: بول أندرسون، جيمس باتيرسون، جيمس باومان، روبير برات، دانييل بايرنيس، ريتشارد كانتريل، وليام كوك، د. أوجين كوفرت، فريد كوليك، سين دييه، أورفيل دان، كارل فورستروم، ريتشارد فولار، أيرفين هيلد، روبير هيفلي، د. هاري هيمار، ريتشارد هيب، بروس جاكسون، هنري جيكس، جوري غالفيست، شارل كينغ، وليام كوفين، دافيد ليدنيسر، د. بول ماك كريدي، روبير ماسكري، د. شارل ماك كوتشن، دوان ماك روير، ألين ميراكوشي، د. جان روسكام، ادوارد روتوفسكي، جورج شيرار، روجيه شوفيليه، أرنو شيلهورن، لورانس شيلينغ، د. أيرفينغ ستاتلير، ود. تيرانس وايسشار.

القليل من هؤلاء المراجعين رأوا الكتاب بالكامل على شكل مسودة، لذلك فإن المؤلفين هما المسؤولان عن ورود أي أخطاء غير صحيحة وأي إسقاطات.

تم تنظيم هذا الكتاب بترتيب زمني تقريبي. وإن معظم الفصول ممنهجة، بالتعامل مع كل موضوع على حدة، علاوة على بيان تاريخه الكامل. تم تجميع المراجع وفق الفصول في نهاية الكتاب. وتلك تم توسيعها من مختصرات أو من جوهر الدراسة المكتبية لموضوع استقرار الطائرة والتحكم بها. إن التقدم السريع الحاصل في البحث المكتبي المحوسب جعل الفهم الحقيقي للبحث المكتبي لموضوع استقرار الطائرة والتحكم بها منطوياً على مفارقة تاريخية.

مالكولم أبزوغ

أوجين لارابي

الفصل الأول

التطويرات المبكرة في الاستقرار والتحكم

Early Developments in Stability and Control

بينما كان العلميون والرياضيون في الولايات المتحدة وأوروبا منشغلين في بناء أسس التقدم المستقبلي للطيران من خلال تطوير نظرية الطيران الأساسية، انشغل مصممو الطيران العملانيون باختراع وتحسين الطائرة تجريبياً. كما هو متعارف عليه من قبل الأخوين رايت، كان لزاماً وجود حلول لمسألة الاستقرار والتحكم.

يمثل هذا الفصل التطوير التجريبي العريض لاستقرار الطائرة والتحكم بها بدءاً من مبادرات الأخوين رايت ولغاية انتهاء الحرب العالمية الأولى. وهي الفترة الوحيدة التي بدأت فيها نظريات الطيران تضفي وقعاً على التصميم العملي للطائرة.

1 ـ 1 الاستقرارية المُضمَّنة والمركبات الأولى Inherent Stability and Early Machines

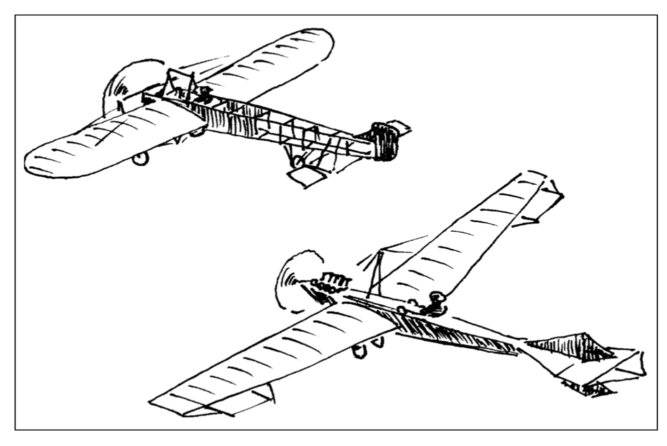
لقد أدرك روّاد بناء الطائرة الأولى والطائرة الشراعية الذين عاشوا قبل الأخوين رايت أهمية استقرارية الطائرة. كما اكتشفوا بأن بعض درجات تضمين الاستقرار في تصميم الطائرة خلال الطيران والذي يمكن الحصول عليه بتركيبة مناسبة للطائرة مثل وجود سطوح للذنب في الخلف (Eayley and Penaud)، أو جناح ثنائي الزاوية، أو توزيع مناسب للمساحة الجانبية (Langley and Lanchester)، ولموضع مركز الثقل (Lilienthal).

على أية حال، لم يُعطَ إلا القليل من الاهتمام إلى مشكلة التحكم، باستثناء تدبير دفات الاتجاه العمودية والأفقية (Langley, [et al.])، والتقيد عموماً بأنه يجب أن تحافظ الطائرة على مسارها في الهواء فيما يقرر الطيار ما هو

العمل القادم. عندها يحرف الطيار دفة الاتجاه (rudder)، ليغير مسار الطائرة بطريقة مشابهة لقيادة المركب.

لقد أدرك الأخوان رايت فقط أن: (1) على الطائرة أن تميل (banked) لتدور في المستوى الأفقي؛ (2) وجود تداخل بين الميلان أو التدحرج (roll) وحركة الطائرة الانعراجية (yau)؛ (3) إن أثر الزاوية الثنائية المفرط يعرقل تحكم الطيار، وما لم يوقف الانزلاق الجانبي (sideslip) ستصبح الطائرة حساسة بشكل كبير لاضطراب الوسط الجوي؛ (4) يمكن أن ينهوي الجناح (stall)، مما يقود إلى حالة فقد السيطرة؛ و(5) يمكن أن يستعاد التحكم بعد الانهواء بتقليل زاوية الهجوم.

بعد الأخوين رايت، كان بليريوت (Ble'riot) وليفافاسور (Levavasseur)، الباني والمصمم لمركبتي بليريوت، وأنطوانيت، على التتالي، ومن رواد تطوير الطائرة وحيدة الجناح أمامية المروحة (tractor mono plane) مع سطوح ذنب طبيعي، وجناح ثنائي الزاوية (الشكل 1-1). كان لهاتين الطائرتين مقدار كبير من الاستقرار المضمن (inherent stability) وبما لا يماثل ما لطائرة رايت ثنائية الجناح. وكان لها سرعة أعلى أيضاً، مما ساعد في إبقاء الذنب الخلفي كترتيب طبيعي. وكانت في الحقيقة، مَركبة بليريوت وأنطوانيت الشكل الانتقالي الذي ساد بدءاً من الطائرة ثنائية الجناح للأخوين رايت وحتى طائرات المطاردة المشهورة في الحرب العالمية الأولى.



الشكل 1-1 طائرتان رائدتان تحتويان على استقرار طولي وعرضي متأصل، طائرة بليريوت XI التي قطع بها القنال الإنجليزي (في الأعلى) وطائرة ليفافاسور أنطوانيت IV (في الأسفل). كلتاهما استخدمتا الجناح ثنائي الزاوية، المختلف عن جناح طائرة رايت.

1 ـ 2 مشكلة التحكم The Problem of Control

لقد أتبع كل من أوتو ليليانتال (Otto Lilienthal, 1848-1896)، وهيرام مكسيم (Hiram Maxim, 1840-1916)، والدكتور صاموئيل بييربون لانغلي (Samuel Pierpont Langley, 1834 1906) ـ الطريق التجريبي، تماماً كما فعل الأخوين رايت، لكنهم وبسبب سوء تقديرهم لمسألة التحكم فشلوا إلى حد بعيد في فهم مقدرة الطيران الميكانيكي لحمل ثقل إنسان. توفي ليليانتال بتحطم عموده الفقري بعد أن فقد السيطرة على طائرته الشراعية. وطارت طائرة لانغلي بنموذج بمقياس 0.25 : 1.00 بشكل مستقر في طيران غير متحكم به، لكنها تحطمت مرتين خلال إطلاقها بالنموذج الكامل. ربما هي طائرة مكسيم، المقادة بالبخار، التي تمكنت من الطيران، ولكنها تحطمت على سكة الإقلاع بعد أن فقدت المسند المعدني الذي يساعدها على ذلك.

لقد كان لخطأ مكسيم المهندس، مبعث انجذاب دائم من قبل مهندس الطيران الحديث؛ فقد أنتبه برنار ماجين (Bernard Maggin)، مهندس الاستقرار والتحكم من خلال عمله في الإدارة الوطنية للملاحة الفضائية والفضاء، NACA، وفي مجلس البحث الوطني، فقدم بحثاً معمقاً عن عمل مكسيم لصالح الطيران الوطني ومتحف الفضاء. وبنى خبير آخر في الاستقرار والتحكم، يدعى هيويت فيليبس (W. Hewitt Phillips)، نموذج طائرة تطير بفعل شريط مطاطي (Rubber powered) عن نموذج مأخوذ من طائرة مكسيم.

بين فيليب في تقريره غير المنشور ما يلي:

> **لقد طار النموذج بنعومة، رغم عدم وجود الذنب العمودي، كما هو الحال في النموذج الذي استخدمه مكسيم عندما أقلع من مسار بشكل سكة. وحلّق مثل طائرة بمحركين دافعين وقد كان فعلاً كذلك. إن وجود الرفاس الكبير (المروحة) خلف مركز الثقل يعطي هامش استقرار طولي معتبر . . . بالطبع كان رقم رينولدز بعيداً عن قيمته الحقيقية لطائرة بمقياس كامل، ولكن ليس لذلك أهمية كبيرة، حيث إن مكسيم استخدم مطياراً** (airfoil) **رقيقاً لجناحه.**
>
> **النتيجة التي استخلصتها هي أن طائرة مكسيم كان بإمكانها الطيران، على الأقل كنموذج طيران حر وضخم . . . كما أشعر أنه كان من الواجب أن يحصل مكسيم على تقدير أكبر لمساهماته الهندسية، وربما أكبر مما منحه إياه المؤرّخون.**

من جهة أخرى فقد توجه الأخوان رايت، إلى مسألة التحكم مباشرة.

وعلّما نفسيهما الطيران بثلاث طائرات شراعية ثنائية الجناح، زوّدت كل واحدة بجناح معطوف أو ملتف (wrapable) من أجل التحكم العرضي، وبسطح أمامي متحرك بالكامل للتحكم بالرفع. والجناح الثالث يتضمن أجزاء الذنب العمودي المتحرك والمترابط مع الجناح المعطوف لحذف أيّ انعراج لأنف الطائرة ناتج من تفعيل التحكم العرضي أو ما يسمى تحكّم الدحرجة ـ الانعراج. وفي عام 1902 كان الأخوان رايت قد تعلّما الطيران بها بنعومة تامة. وفي نفس التأريخ تقدما للحصول على براءة اختراع، يصنفان فيها مسألة الترابط بين التحكم الجانبي وتحكم الدحرجة ـ الانعراج.

بنى الأخوان رايت في عام 1903 طائرة ذات محرك مستندة بالأساس إلى الطائرة الشراعية المصممة في عام 1902، وزوداها بمحرك بنزين ذي أربع أسطوانات لتدوير المروحة. وطارا بها للمرة الأولى في 17 كانون الأول/ديسمبر عام 1903. إن التحليل الحديث الذي قام به كلٌّ من البروفسور فريد سوليك (Fred E. C. Culick) وهنري جيكس (Henry R. Jex) عام 1985 بيّن أن طيران الأخوين رايت في عام 1903 كان طيراناً غير مستقرٍ بدرجة كبيرة، وكان فيه صعوبة فيما لو تمت قيادة الطائرة من أيّ شخص آخرٍ غيرهما، غير أن الأخوين رايت تمكنا من قيادتها لأنهما كانا قد درّبا نفسيهما على قيادة الطائرة الشراعية في عام 1902. وفي عامي 1904 و1905 حسّن الأخوان رايت الاستقرار العرضي للطائرة المصممة في عام 1903 من خلال إزالة القوس السفلي للجناح إذا نظرنا إليه من الأمام (يسمى كاتيدرال)، مقللين من عدم الاستقرار الطولي بإضافة أوزان لمقدمة الطائرة، وحسّنا من التحكم العرضي بحذف الترابط الميكانيكي المتبادل عند التحكم بحركة دحرجة الطائرة مع تغيير انعراجها.

منذ ذلك الوقت فصاعداً كانت براعة الطيار فقط هي التي تؤمن السيطرة على التحكم المترابط بالدحرجة والانعراج. بالنهاية، تعلّم الأخوان رايت مقدار الشعور بانهواء الجناح (wing stall)، وبشكل خاص عند الطيران الالتفافي وكيف يتم تجنبه بإنزال أنف الطائرة ببطء إلى الأسفل. مع إتقان هذا الشيء كانا قد أصبحا أساتذة في الطيران الدقيق لطائراتهما غير المستقرة. وبتاريخ 22 أيار/مايو 1905 استلم الأخوان رايت براءة اختراع حول كيفية السيطرة على التحكم المترابط. وبناءاً على الثقة بإنجازاتهما وبراعتهما بنى الأخوان رايت طائرتين جديدتين، أرسلا واحدة منهما إلى فرنسا في عام 1907.

1 ـ 3 اللحاق بالأخوين رايت Catching Up to the Wright Brothers

تم في فرنسا وفي الولايات المتحدة عام 1908 تنفيذ عرضين جماهيريين لطيرانين متقنين من قبل ويلبور وأورفيل رايت كانا بمثابة البوق الذي ينادي على باقي مجتمع الطيران للالتحاق بإنجازاتهما المميزة. في عام 1910 لبّى العلماء ومصممو الطائرات كورتيس (Curtiss)، وبليريو (Ble'riot)، وليفافاسور (Levavasseur)، وفارمان (Farman)، وبيشيرو (Bechereau)، وأيسنولت ـ بيلتيري (Esnault- Pelterie)، وآخرون النداء بتصميم طائرات أسرع وأحسن. وفي عام 1911 كانوا يحلقون بأسلوب أفضل. مع ذلك، حتى بعد انجازاتهما المشهود لها، لم يكن لدى الأخوين رايت، ولا لدى منافسيهم، أيّ فهمٍ حقيقي للنظرية الإيروديناميكية.

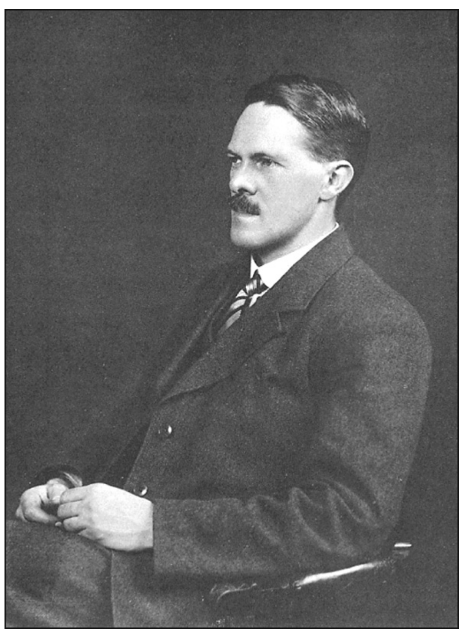
1 ـ 4 اختراع سطوح التحكم من نوع القلابات وجنيحات الضبط
The Invention of Flap-Type Control Surfaces and Tabs

تتمفصل سطوح التحكم من نوع القلاب (flap-type)، مع الجزء الخلفي من سطح الجناح الرئيسي أو الذنب الرئيسي للعمل على تعديل قوة الرفع على السطح الكلي للجناح أو الذنب، وتكون حركة هذه السطوح في قلب نظام التحكم في الطائرة. وتصمم الطائرات التي تطير عند السرعات فوق الصوتية غالباً بدون الحاجة إلى وجود سطوح من نوع القلابات للتحكم الطولي، بل يتم تحريك كامل سطح الجناح أو الذنب الأفقي لتأمين التحكم الطولي. تستخدم أيضاً بعض الطائرات نوع الجنيح الكابح spoiler المتوضع على سطح الجناح الرئيسي كسطح للتحكم الجانبي، وفيه يُجذب عنصر التحكم (الجنيح) خارج السطح العلوي للجناح لتقليل الرفع في هذا الجزء. بعيداً عن هذه التداعيات، وبعد الأخوين رايت بعدة سنوات كان التحكم باستخدام نموذج الجنيح نوع ـ القلاب هو الزبدة والخبز في تحكم الطائرة.

كان عام 1908، الذي قام فيه مختص الطيران الرائد كلين كورتيس (Glen Curtiss) بالطيران الأول لطائرته «حشرة حزيران» (June Bug Airplane) بعد تجهيزها بجنيحات نوع ـ القلاب للتحكم العرضي. كان هذا الطيران الأبكر، إن لم يَكن الطيران الأول، في التحكم العرضي، الذي حدث بعد ظهور الجناح المعطوف للأخوين رايت. إن التحكم العرضي لكورتيس الذي كان

معلقاً بشكل عارضة بين سطحي الجناح الثنائي، وكان له القدرة على الحركة بكامله. رآها كورتيس بشكل واضح في تصميم الموازن (lateral trim) في الحركة العرضية، ومنذ تلك الفترة تم ربط العجلة مع دفة الاتجاه (rudder). لقد أطلق الفرنسيون على سطوح التحكم العرضي من نوع القلاب اسم دفة الدحرجة aileron التي تشكل جزءاً بسيطاً من الحافة الخلفية للجناح الرئيسي، كما استخدم نفس التعبير في اللغة الإنكليزية، أما الألمان فأطلقوا عليه اسم الدفة العرضية *Querrudern*.

بعد سنة أو سنتين كان ظهور أول دفة دحرجة (aileron) حقيقية على الطائرة الفرنسية ثنائية الجناح طراز فارمان (Farman). وهنا وبسبب وجود التحكم بالجنيح ظهرت ضرورة النظرية الإيرودناميكية، حيث تم الانتظار حتى عام 1927 عندما غذى هيرمان غلوريه (Hermann Glauert) هذه الحاجة (الشكل 1-2). إن سطح التحكم tab (جنيح الضبط) هو عبارة عن سطح تحكم صغير يقوم بحركة صغيرة عند حافة الجناح الخلفية. ويولّد جنيح الضبط عند تحريكه قوة إيرودناميكية حول محور مفصل حركته، يُنتج منها عزماً كبيراً بسبب طول ذراع هذه القوة. وبالتالي يؤمّن جنيح الضبط الصغير طريقاً فعّالاً لتحريك سطوح التحكم الرئيسية في اتجاه معاكس لحركة جنيح الضبط نفسه.



الشكل 1 ـ 2 هيرمان غلوريه (Hermn Glauert 1892-1934) قدم في فترة عمله المهني القصيرة مساهمات هامة في موضوع استقرار الطائرة والتحكم بها، في سطوح التحكم، وانحراف الجريان نحو الأسفل، ومطيار الجناح، والجناح، وفي نظرية الرفاس، وفي معادلات الحركة. (من: Obit, Notices of Fellows of the Royal Soc, 1932 - 1935).

يعود تصميم جنيح الضبط (tab) إلى المخترع الكبير أنطون فليتنر (Anton Flettner)، الذي كان الأول في تطبيقه على دفات الاتجاه في البواخر. والشيء الوحيد الذي بقي موجوداً في مراجع أدبيات فليتنر هو جنيحات الضبط، حيث استلم في عام 1922 من ألمانيا براءة الاختراع الأساسية لجنيح الضبط. وكانت من أجل تطبيقه في الطيران. وتضمنت براءة اختراع فليتنر وصفاً لتصميم جنيح الضبط النابضي (spring tab device) (انظر الفصل الخامس)، التي تم تناسيها بعدئذٍ بالكامل. وفي عام 1928 تم من قبل بيرين (W. G. Perrin) توسيع نظرية كلوريت في إيروديناميك سطوح تحكم الجنيحات نوع ـ القلاب لتشمل حالة جنيح الضبط.

1 ـ 5 المقابض، والعجلات، والدعسات Handles, Wheels and Pedals

قبل أن يُظهر الأخوان رايت مهاراتهما، كان القليل من فكّر بإعطاء المقابض(handles)، العجلات (wheels)، والدعسات (pedals) مهمة توجيه المركبات الطائرة، لقد زوّد كيلي (Cayley) طياره المتردد بمجداف له شفرات متصالبة ليستطيع التأثير في المسار الأفقي والعمودي لطائرته الشراعية التي تطلق إلى الهواء بقوة دفع عدد من الرجال. كما زود لانغلي (Langley) طياره ومصمم محرك الطائرة مانلي (Manley) بذنب له شكل متصالب يمكن حرفه عمودياً للتحكم بالرفع (pitch)، وأفقياً للتحكم بالدحرجة (roll). لقد توقع لانغلي أن الجناح الثنائي المتماثل ثنائي الزاوية للحفاظ على مستوى الطيران، كالذي تم في طائرته التي طارت طيراناً حراً بنموذج كامل.

لقد استخدم ليليانتال (Lilienthal) وزنه للتحكم بزاوية الدحرجة وزاوية الرفع في طائرته الشراعية، وذلك من خلال إزاحة جسمه جانباً أو إلى الأمام والوراء. لكن كان لهذا العمل فعالية محدودة. تنشأ زاوية التدحرج للطائرة الشراعية المعلقة (Hangglider) من خلال حركة طيارها المتدلي الذي يجعل طائرته تدور إذا كانت مستقرة مع اتجاه الريح، يعني، بدون وجود ذنب عمودي ثابت.

لقد زود هيرام مكسيم (Hiram Maxim) طائرته البخارية بنظام تحكم جيروسكوبي لتنظيم زاوية الرفع مع فكرة القيادة الأفقية للطائرة بتطبيق الدفع التفاضلي عن طريق رفاسين مستقلين. لكن ولحسن الحظ لم يتم اختبار هذا النظام في الجو.

1 ـ 6 تحكم رايت **Wright Control**

في طائرة الأخوين رايت الشراعية المصممة عام 1902، وفي طيرانها عام 1903 كان لدى الطيار وبيده اليُسرى عتلة عمودية يجذبها إلى الخلف لزيادة زاوية هجوم سطح المطيار. كان الطيار يستلقي على أرجوحة تنزاح من جنب إلى آخر على مجرى لتؤثر في الجناح المُلتف. ولتنفيذ دوران دحرجي إلى اليسار يعمل الطيار على إنقاص زاوية هجوم الطرف الأيسر الخارجي للجناح العلوي وعلى زيادة زاوية هجوم الطرف الأيمن الخارجي للجناح العلوي. تتصل حركة دفة الاتجاه (rudder) ميكانيكياً بآلية الجناح الملتف، ولتدوير أنف الطائرة لليسار يعمل الطيار على إنزال طرف الجناح الأيمن، والعكس بالعكس عند إنزال طرف الجناح الأيسر، بسبب ذلك يتم التغلب على الانعراج (yaw) المعاكس العائد للجناح الملتف.

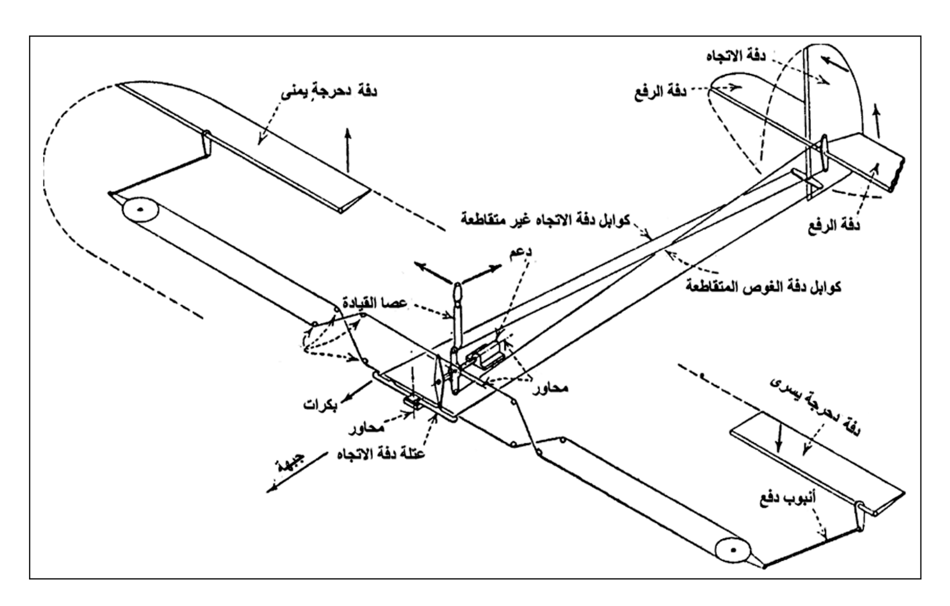
عندما بدأ الأخوان رايت بالطيران جلوساً بدل الاضطجاع في عام 1905، كانا قد أبقيا على العتلة العمودية التي يحركها الطيار بيده اليسرى للتحكم بزاوية هجوم سطح المطيار (المتمثل بإمالة مقدم الجناح إلى الأعلى والأسفل) وأضافا إليها عتلة تُحرك باليد اليمنى لتحريك الطرفين الخارجيين للجناح الملتف ودفة الاتجاه (rudder). إذاً عند تحريك العتلة الجديدة باليد اليمنى إلى اليسار يتم إنزال طرف الجناح الأيسر الخارجي للأسفل ويتم توجيه أنف الطائرة بزاوية انعراج إلى اليسار. وعند تحريك عتلة اليد اليمنى إلى اليمين يتم إنزال طرف الجناح الأيمن الخارجي للأسفل، ويتم توجيه أنف الطائرة بزاوية انعراج إلى اليمين. إن تغيير إحداثيات الطائرة بالقدر المطلوب بتدويرها في المستوى الأفقي يمكن أن ينفذها الطيار باستخدام انعراج أنف الطائرة كدَخِل بدلاً من استخدام دفات الدحرجة. هذا النوع من التحكم بتدوير الطائرة بطريقة غير تقليدية يمكن تعلمه وتطبيقه عملياً باستخدام محاكي أو مَركبة ثنائية التحكم. بالنتيجة لا يستخدم سائق الدراجة قدميه للتحكم باتجاه حركتها. حافظ الأخوان رايت على المشهد نفسه حتى عام 1909. وحيث إن لَيّ الجناح يتضمن الكثير من التشويه لبنيته الإيروديناميكية، عمل الأخوان رايت لاحقاً على تغيير حركة عتلة اليد اليمنى إلى الأمام والخلف لتغيير شكل الجناح الملتف واستبدالها بعتلة جديدة قصيرة تتحرك من جنب إلى آخر للتحكم بدفة الاتجاه. وتم الإبقاء على عتلة اليد اليسرى للتحكم بزاوية هجوم الطائرة بعد أن استغنى الأخوان رايت عن استخدام السطح المستوي للاستقرار من أجل تحريك الذنب الأفقي في عام 1911.

تم منح الأخوين رايت براءة اختراع عن تحكمهم بزاوية الدحرجة (roll) وزاوية الانعراج (yaw) باستخدام الربط الميكانيكي. لقد بنى مصممون آخرون ومنهم كورتيس (Curtiss) طائرات شراعية مجهزة بدفات دحرجة (ailerons)، وانعراج (rudder) ودفات تسلق/انحدار (elevators) لتحقيق نظام تحكم مستقل ثلاثي المحاور، الأمر الذي دعا أحد المحاكم في الولايات المتحدة إلى استصدار أمر ضد الأخوين رايت بإلغاء منحهم براءة اختراع حول نظام التحكم ثلاثي المحاور هذا، مستندة إلى اعتبار أن التحكم المترابط بين الانعراج والدحرجة في مركبات كورتيس موجود أصلاً في ذهن الطيار، ويعتبر جزءاً أساساً من فن الطيران. وبالتالي فقد اخترق نظام التحكم المستقل ثلاثي المحاور لكورتيس براءة اختراع الأخوين رايت.

1 ـ 7 قيادات بليريوت وديبيردوسان Ble'riot and De'perdussin Controls

ابتكر لويس بليريوت (Louis Ble'riot) ما أصبح يعرف بـ «العصا» القياسية (stick) وبقضيب تحريك دفة الاتجاه في حجرة القيادة (cockpit) للطائرات الصغيرة. ينتج من دفع العصا المركزية بين رجلي الطيار إلى الأمام هبوط أنف الطائرة إلى الأسفل، وعن شدها إلى الخلف رفع أنف الطائرة إلى الأعلى، وعن حرفها إلى اليسار هبوط الجناح الأيسر إلى الأسفل، وعن حرفها إلى اليمين هبوط الجناح الأيمن إلى الأسفل. يدوس الطيار بقدمه على عتلة تحريك دفة الاتجاه (بشكل قضيب أفقي متمفصل من وسطه) المربوط بنهايتيه إلى الخلف مع دفة الاتجاه بزوج من الكبلات. لذلك ينتج من ضغط الطيار بقدمه اليسرى إلى الأمام على دواسة تحريك دفة الاتجاه إلى اليسار تدوير الطائرة إلى اليسار (الشكل 1 ـ 3). لقد ثبّت بليريوت عجلة غير دوارة في رأس عصا القيادة، ربما لإعطاء الطيار قبضة ثابتة تتلاءم وتحريك طرفي الجناح.

لقد أصبحت دعسة قدم بليريوت القاعدية لتحريك دفة الاتجاه، الآن قياسية إلى حد بعيد، وهي تماماً نقيض الدراجة أو «الطائر المرن» (Flexible Flyer) المزودة بمزلاج توجيه (sled steering)، حيث يقوم الطيار بتدوير قضيب يدوي أو قبضة يدوية باتجاه الدوران المرغوب به. من ناحية أخرى فكر أيغور سيكورسكي (Igor Sikorsky) بأن قاعدة بليريوت كانت حدثاً من الماضي، وقام بمصالبة جميع الأسلاك في طائراته، ليجعل قيادتها شبيهة بقيادة الدراجة. لكنه حذر الطيارين المتدربين وفق العرف المتبع بأن لا يجربوا الطيران بهذه المركبات الخاصة.



الشكل 1 ـ 3 رسم تخطيطي لنظام تحكم بسيط بطائرة. يتم التحكم بسطوح التحكم من خلال تحريك العصا وقضيب دفة الاتجاه وفق مؤشرات الأسهم. (من: Chatfield, Taylor, and Ober, *The Airplane and its Engine*, McGraw-Hill, 1936).

قبل اندلاع الحرب العالمية الأولى، أنتجت شركة جمعية طائرات ديبيردوسان (SPAD) سلسلة من الطائرات العسكرية والمطاردات كالتي صممها بيشيرو (Bechereau)، حيث زودت هذه الطائرات الانسيابية بأسلوب بليريوت لعتلة دفة الاتجاه وبعجلة (wheel) عمودية تتحرك إلى الأمام والوراء للتسلق/ الانحدار، وبتدويرها إلى الجانبين يتم تدوير طرفي الجناح الملتف. لقد زادت العجلة من الميزة الميكانيكية بمقارنتها بالعتلات التي كانت ضرورية لتحريك طرفي الجناح الملتف بعزم جاسئ متزايد. تعتبر عجلة ديبيردوسان أصل القبضة ثنائية اليد (yokes) الحديثة.

1 ـ 8 استقرار طائرات المطاردة والتحكم بها في الحرب العالمية الأولى
Stability and Control of World War I Pursuit Airplanes

بحلول عام 1917 ومن تجريب الخطأ والصواب خلال الحرب العالمية الأولى تم إقرار السلك المقوى (الذي يربط بين الجناحين) مع أسطح الذنب الخلفي كشكل طبيعي في الطائرات ثنائية الجناح (biplane). إن الأسلاك القطرية المشبوكة بين دعامات الجناح (struts) والجسم، ومابين الجناحين، منح

بنية صلدة الطائرة مع قابلية مقاومة الفتل والجَدل والعطل الناجم عن عدم الاستقرار عند الانقضاض بسرعة عالية. لقد أفاد وجود المحرك الثقيل في الأمام وسطوح الذنب الكبيرة في الخلف في المحافظة على تراصف الجسم مع الجناح أثناء سرعة الطيران. يستطيع الطيار تطبيق تحكم الدحرجة (rolling) بحرف دفات الدحرجة (ailerons)، وتحكم الاتجاه بحرف دفة التوجيه (rudder)، وتحكم الرفع بحرف دفة الرفع (elevators) ـ جميعها تعمل بشكل مستقل. ويعمل العزم الإيروديناميكي حول مفصل مركز التحكم في جعل عصا التحكم سهلة الحركة. إن التعبير على الأرض لانحراف كلٍّ من الجناح، الزعنفة (fin) وضبط شد كبلات التثبيت يُمكّن الطائرة من الطيران بشكل مستوٍ (level)، وباستطاعة تطواف (cruising power) ثابتة مع المحافظة على مستوى طيران هادئ لمدة دقيقة أو نحو ذلك.

كانت المناورة العنيفة في القتال الجوي تنفذ بواسطة تحريك دفة الرفع، التي كان لديها إمكانية وضع الطائرة في حالة انهواء كامل. يتطلب تدوير الطائرة أفقياً الدحرجة حول المحور الطولي للطائرة بشكل سريع، الذي كان ينفذ في أغلب الأحيان بحَرف دفة الدحرجة (aileron) ودفة الاتجاه (rudder) بشكل مشترك. تُحرض دفة الاتجاه الطائرة على توليد انزلاق ينتج منه انهواء غير متناظر ودحرجة مفاجئة (snap أو flick roll) يمكن التحقق منه عند زاوية معينة من خلال تخفيف الضغط الخلفي على عصا القيادة مع المحافظة على وضعية دفات الاتجاه والدحرجة في الوسط.

كانت هنالك صعوبة في تحريك دفات الدحرجة عند السرعات القتالية (combat speeds) ولكن يمكن استخدامها لتنفيذ دحرجة اسطوانية (barrel roll) أو دوران بطيء. وكان هناك استخدام هام لدفات الدحرجة لتوليد تحكم متقاطع (cross control)، (مثلاً، دفة الاتجاه إلى اليمين وعصا القيادة إلى اليسار) وتحقيق انزلاق بلا دحرجة للسيطرة على مسار النزول أثناء الحط. ويمكن زيادة زاوية ميلان الهبوط الشراعي وصولاً إلى زاوية انحدار عميقة، تُؤمِّن للطيار رؤية جيدة لنقطة التلامس على المهبط.

ثمة جانب خطير للاستقرار والتحكم في طائرات الحرب العالمية الأولى قليلة التعقيد، كان الدخول غير المتعمد في الانهواء، ومن ثم في الانهيار (spin) عند الطيران على ارتفاعات واطئة، وهو ما يسمّى انهواء «الوصول

والإقلاع» (arrival and departure stall) (انهيار مصاحب لحركة حلزونية). إن وجود انزلاق (sideslip) قليل مع انهواء (stall) يمكن أن يؤدي إلى تدحرج مفاجئ أو ناتر (snap roll) الذي قد يتطور بسرعة إلى انهيار وحركة حلزونية للذنب (tail spin) بشكل مرعب، أو إلى غطس أنف الطائرة بحركة حلزونية. وبشكل عام لن يتوفر والحالة هذه متسع كافٍ من الوقت لانقاذ الطائرة قبل وصولها إلى الأرض.

ولا تزال مرحلة الوصول إلى الانهواء (arrival stalls) واردة حتى في الطائرات الحديثة عند محاولة استعمال دواسة الزعنفة (rudder) بشده نحو الاتجاه الصحيح في مرحلة التقرب النهائية عند السرعة المنخفضة بدون ميلان (banking)، بحيث ينهار أسفل الجناح ويسقط. عندئذٍ يحاول الطيار رفع أنف الطائرة إلى الأعلى بإمالة دفة الدحرجة، ممّا يفاقم الموقف، وتنهار الطائرة وتدخل في حركة حلزونية نحو دوران متعمد. بعد الحادث يشكو الطيار الباقي على قيد الحياة من أن دفة الدحرجة لم تعمل.

أما انهواء الإقلاع (departure stall) فهو أكثر إثارة. الطيار يقلع من حقل صغير. وتقترب العواقق في نهاية الحقل. ومع محرك يدور بأقصى قدرته يحاول الطيار أن يحرف طائرته باستخدام دفات الدحرجة وصولاً إلى زاوية انعطاف كبيرة. ونتيجة لعدم توفر الاستطاعة الكافية للطائرة للتسلق وهي بمسار انعطاف ضيق وشديد، يطبق الطيار عندئذٍ على دفة التوجيه العليا (top rudder) لإعاقة حركة أنف الطائرة من النزول إلى أسفل. فتكون النتيجة حصول انهواء انزلاقي لطرف الجناح العلوي، وتنفذ الطائرة دحرجة نترمفاجئة (snap roll) أكثر من المتوقع، وتدخل في حركة حلزونية، متبوعة باصطدام شديد بقدرة محرك عظمى.

بسبب حالة الانهواء الحلزوني المتوقعة في طائرات الحرب العالمية الأولى، فقد كان الطيارون المتدربون يُعطَون تعليمات مشددة لاتباعها عند الدخول في الحركة الحلزونية وكيفية معالجتها بسلوك سلس وغير انفعالي. ومع ذلك، فإن بعض الطائرات، لاسيما طائرة سوبويث كاميل (Sopwith Camel)، قد قتلت العديد من الطلاب الطيارين بسبب مميزات الانهواء العنيفة الخاصة بها. كان خزان الوقود الرئيسي لطائرة كاميل يقع خلف الطيار، وكان موضع مركز الثقل عند الحمولة الكاملة يقع بعيداً في الخلف بحيث كانت الطائرة غير

مستقرة في حركة الرفع بعد الإقلاع تماماً، فيما يكون انتباه الطيار منشداً للحفاظ على الطائرة من الانهواء.

ليس ذلك فحسب، ولكن، مثل بقية طائرات الحرب العالمية الأولى الأخرى، كان الذنب العمودي لطائرات كاميل صغيراً جداً، وإن أيّ انهواء يتحول آلياً لدحرجة فجائية ناترة (snap roll) والدخول في الانهيار (spin) بالرغم من عدم وجود أي انحراف متعمد في دفة التوجيه. بالنهاية، وبمجرد حصول الانهواء الحلزوني، يتطلب من طيار طائرة كاميل تطبيق انحراف قوي لدفة التوجيه بالاتجاه المعاكس للحركة الحلزونية لإيقافها. من جهة أخرى، فإن الطائرة حسنة السلوك وتقدر على احتواء الحركة الحلزونية؛ والخروج آلياً منها بترك عصا التحكم حرة.

إن مشكلة عدم الاستقرار الاتجاهي كانت سائدة في طائرات الحرب العالمية الأولى إلى درجة مانعت القوة الجوية الملكية (Royal Air Force) جعل قمرة قيادة (كبين) الطيار مغلقةً لسنوات لكي يستطيع الطيارون استخدام الريح الملتطم في الخد كمنبه لزاوية الانزلاق.

سِمة أخرى خطرة اتسمت بها طائرات الحرب العالمية الأولى كانت الأثر الجايروسكوبي الناتج من دوران المحرك. بحسب جيبسون (Gibson 2000)، يتطلب حذف الأثر الجايروسكوبي للمحرك في طائرة سوبويث كاميل بحرف دفة الاتجاه (rudder) إلى اليسار عند الالتفاف إلى اليسار أو اليمين، وهذا يسبب خروج الطائرة عن مسارها عند تطبيق قدرة محرك أعظمية وهي بسرعة منخفضة جداً في قمة الأنشوطة(*) (loop) مثلاً. وعليه، جرى تحذير الطيارين من محاولة الالتفاف الشديد بزاوية دوران قاسية عند ارتفاعات تقل عن 1000 قدم.

1 ـ 9 فلسفات التحكم المعاكس Contrasting Design Philosophies

أجريت مقارنة في عام 1917 بين الطائرة SE-5، تصنيع شركة الطيران الملكية (Royal Aircraft Factory) والطائرة فوكر Fokker D-VII أظهرت تبايناً

(*) الأنشوطة (Loop) حركة بهلوانية تؤديها طائرات الألعاب والطائرات المقاتلة والمطاردة تتمثل بحلقة تبدأ بسرعة عالية، وتكون الطائرة مقلوبة في أعلى الأنشوطة قبل أن تغطس إلى الأسفل بسرعة متزايدة (المترجم).

هاماً بين الفلسفة التصميمية لمصممي الشركة الملكية الذين تعرضوا إلى النظرية البدائية لاستقرار الطائرة، ومصممي شركة أنطوني فوكر (Anthony H. G. Fokker) وشريكه في العمل رينولد بلاتز (Reinhold Platz) اللذين لا يتمتع أي واحدٍ منهما بتدريب تقني رسمي. فلقد تدرب بلاتز على فن اللحام باستخدام غاز الأسيتيلين، الذي طبقه في بناء أنابيب جسم الطائرة الفولاذي، بينما اكتسب فوكر خبرته كصاحب حرفة ونوتي لمركب صغير مع موهبة غريزية في الإيرودināميك.

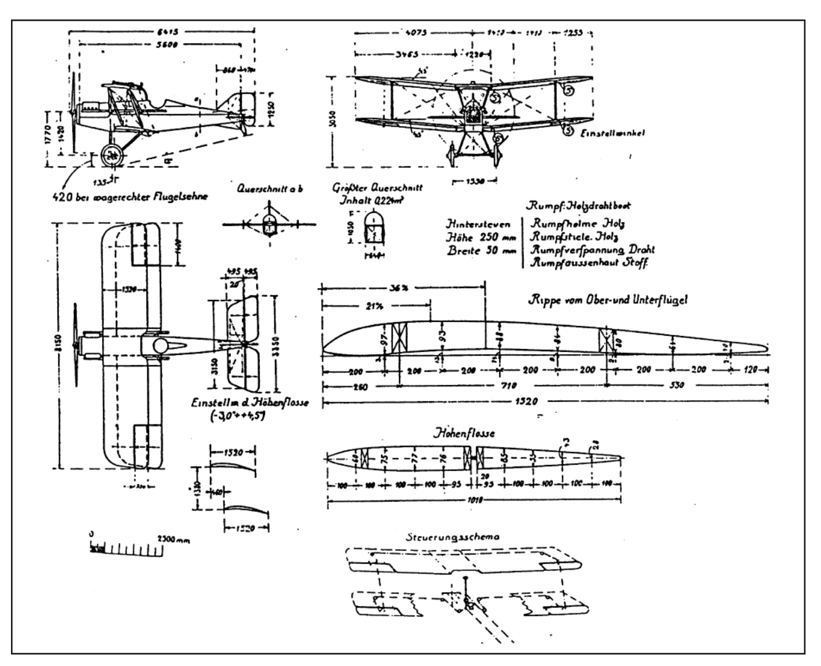
إن الزاوية الثنائية الكبيرة (5 درجات) لجناح الطائرة S.E.-5 (الشكل 1-4) هي دليل على محاولة إعطاء الطائرة استقراراً متضمناً (inherent) للحركة الحلزونية. إذا حاول الطيار في الطائرات ذات الحركة الحلزونية المستقرة، أداء زاوية التفاف (banked turn)، فيجب عليه المحافظة على الوضعية الزاوية لانحراف دفتي الرفع ودفة التوجيه، للاستمرار في الالتفاف. وإذا وضع الطيار دفة التوجيه، وعصا القيادة في المنتصف (الوضع الحيادي)، تعود الطائرة ببطء وبشكل آلي لوضع الطيران الأفقي (level flight).

لم يكن لسطوح تحكم الطائرة SE-5 موازن إيروديناميكي، وكانت حركتها صعبة عند سرعات الانقضاض. لقد استخدمت مقاطع رقيقة للجناح، وحينها تَبنَّى المصممون أيضاً نزوة اعتماد علم الأعداد (numerology) في التعبير عن تصاميمهم فكان سطح الجناح 250 قدماً مربعاً، والوتر 5 أقدام؛ مع نسبة انحراف مقدارها 5 درجات عن خط الاندفاع (thrust line). . . وهكذا.

منحت اختبارات الطيران الحديثة لمقاتلات الحرب العالمية الأولى (باستخدام مختارات شوتليورث(*) طائرات S.E.-5 التصنيف العالي، وقد وصفها رونالد بومونت (Ronald Beaumont) بما يلي:

ربما كانت هذه الطائرات من أحسن المقاتلات التي يمكن التعامل معها في كلتا جهتي الحرب، فهي تتمتع بتحكم رائع لكلٍّ من الرفع والانعراج، ولديها استقرار ضمني لكلا المحورين، مع تحريك خفيف وسلس لدفة الدحرجة إلى سرعة تصل 130 ميلاً بالساعة.

(*) مختارات شوتليورث (Shuttleworth Collection): معايير قديمة لتقييم أداء الطائرات (المترجم).

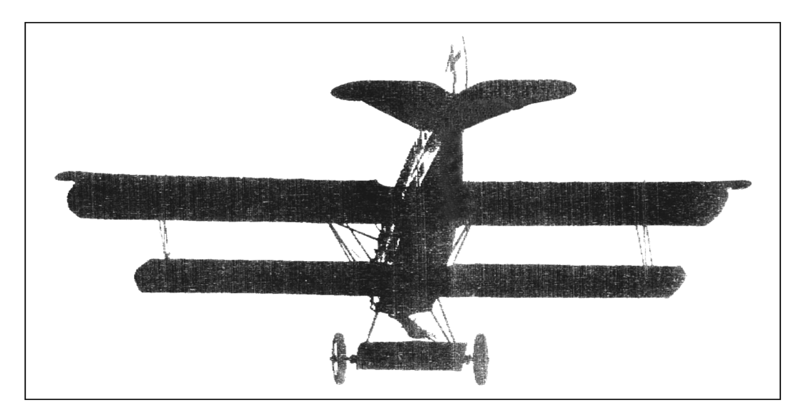


الشكل 1 ـ 4 أعطى الإنجليز مزيداً من الاهتمام إلى الاستقرارية الحلزونية المضمنة خلال الحرب العالمية الأولى فأضافوا زاوية ثنائية من 5 درجات في جناح طائرة S.E-5 (من : *Jane's Al the World's Aircraft, 1919* **وقد استخدم Jane's مصدراً ألمانياً لهذه الرسومات لأن S.E-5 كانت لا تزال سرية في عام 1919) .**

تملك الطائرة فوكر D-VII (الشكل 1-5) أجنحة بهيكل خشبي ودعامة كبيرة، وغالبيتها بدون زاوية ثنائية، مع مطيار (airfoil) سميك، وكانت هي النتيجة الأولى لتطبيق نظرية برانتل/ لانتشيستر (Prandtl/Lanchester) في الجريان (circulation theory) . أفاد دافيد ليدنيسر (David Lendnicer) في عام 2001 أن مطيار جناح الطائرة D-VII كان يقارب النوع القياسي غوتينغين (Gottingen) 418، وأن جسم الطائرة D-VII مشكل من أنابيب فولاذية ملحومة ومن ذنب مجمع. إن كتل توازن سطوح التحكم «horn balances» (تدعى أذن الفيل) تسمح بتخفيف القوى التي يطبقها الطيار لتحريك دفات الدحرجة، والرفع والتوجيه.

عندما حلّق فوكر بالنسخة الأولى لطائرته أدرك بأنه صنع طائرة خطرة. وقبل أن يلقي وزير الطيران الألماني رسمياً نظرة عليها، أعاد فوكر بناءها بالسر في حظيرة للطائرات، مرجعاً جناحها إلى الوراء لجعلها أقل استقراراً مع إطالة جسمها، وتعديل الذنب العمودي بإدخال زعنفة ثابتة أطول. وكنتيجة أصبح للطائرة D-VII ذراع عزم

طويل للذنب؛ وأنف غير مدبب، ومطيار محدب؛ وتحديد ميكانيكي لحركة انحراف دفة الرفع نحو الأعلى، واستقرار وتحكم جيد إلى حدٍّ بعيد عند السرعات المنخفضة مع معدل تسلق منخفض. وكانت في هيئتها الأخيرة قد أعجبت كثيراً كل شخص إلى درجة أنها أدخلت في معاهدة فيرساي كطائرة، عسكرية، وتم إخضاعُها لسلطة الحلفاء فوصفت بأنها الطائرة الوحيدة التي صممت بهذه المواصفات.



الشكل 1 ـ 5 الطائرة فوكر D-VII بنيت بدون زاوية ثنائية للجناح، أو اهتمام بالاستقرار الحلزوني. الطائرة مزودة بكتل توازن إيروديناميكية عند أطراف سطوح التحكم، لتخفيض قوى التحكم. (تقدمة: *Progress in Airplane Design Since 1903, NASA Publication L-9866 1974*).

1 ـ 10 فريدريك وليام لانتشيستر **Frederic William Lanchester**

بدأت نظرية استقرار الطائرة والتحكم بها بمعناها الحديث مع فريدريك وليام لانتشيستر (Frederick William Lanchester). ولم يكن لانتشيستر بالحقيقة منظراً (واضع نظريات) بل كان مهندساً ميكانيكياً كرس معظم جهوده لبناء محرك سيارة مبتكر جداً. وبنى خبراته في الطيران من خلال الطائرات الشراعية حرة الطيران. لقد نظر بشكل صحيح إلى نظرية دوامة الرفع (vortex theory of lift) وطبيعة نشوء الدوامة في طرف جناح متناهٍ (finite wing) لكنه لم يكن جديراً بالتعبير عن هذه الأفكار بشكل رياضياتي مفيد. كان مسار طيران طائرته الشراعية حرة ـ الطيران معرضاً لتموجات لأنها لم تكن تتمتع باستقرار ضمني (Inherent)، وقد كُشف عن ذلك بتحليله الصحيح في عام 1897. ولقد أخطأ في تسمية هذه الحركة الاهتزازية بالفيغوئيد قاصداً بتسميتها حركة الطيران؛ «flying» motion

وفي الحقيقة أطلق عليها حركة «الهروب» «fleeing»، ناسياً بأن الجذر اليوناني بقي موجوداً في الكلمة الإنكليزية هروب «Fugitive».

لقد نشر لانتشيستر في عامي 1907 و1908 كتابين في الإيروديناميك، عبّر فيهما عن آرائه ونتائج خبرته. أيضاً خاطب بوضوح ويلبور رايت (Wilbur Wright)، لكن بدون فائدة، بسبب أن ويلبور لم يكن يدرك مفهوم الاستقرار المضمن في الطيران، الذي كان موضحاً على نموذج بقياسٍ مصغر بواسطة بينو (Pinaud)، ولانتشيستر.

1 ـ 11 جورج هارتلي برايان ومعادلات الحركة G.H. Bryan and Equations of Motion

إن المعادلات الرياضية لحركة الطائرة أثناء الطيران التي وضعها البروفسور جورج هارتلي برايان (W. E. Hartly Bryan) بشكلها الأصلي الحالي في إنكلترا عام 1911، اعتبرت أن جسم الطائرة هو جسم صلب له 6 درجات حرية. في بداية عام 1903 وبالتعاون مع ويليام (W. E. Williams) كان برايان قد طور المعادلات الطولية لحركة الطائرة فقط. كذلك استند برايان في مساهماته الهامة إلى النظريات الأساسية للسير إسحاق نيوتن (Isaac Newton) 1642-1727، وليونارد يولر (Leonhard Euler) 1707-1783. ويصاب مهندسو الاستقرار والتحكم اليوم عموماً بالدهشة عندما يرون هذه المعادلات لأول مرة (Bryan, 1911). كما أشار عنوان في كتابه، بأنه ركز على استقرار الطائرة، وليس على التحكم. فيما عدا الاختلافات البسيطة في الترميز، فإن معادلات برايان هي المعادلات المماثلة لتلك المستخدمة في التحليل والمحاكاة لمعظم الطائرات المتقدمة في يومنا هذا (الشكلان 1 ـ 6 و1 ـ 7).

$$
\begin{aligned}
W\frac{du}{gdt} &= W\epsilon\cos\theta_o + \delta H - uX_u - vX_v - rX_r \\
W\left(\frac{dv}{gdt} + \frac{rU}{g}\right) &= -W\epsilon\sin\theta_o - uY_u - vY_v - rY_r \\
C\frac{dr}{gdt} &= -h\delta H - uN_u - vN_v - rN_r \\
\\
W\left(\frac{dw}{gdt} - \frac{qU}{g}\right) &= -W\phi\cos\theta_o - wZ_w - pZ_p - qZ_q \\
A\frac{dp}{gdt} - F\frac{dq}{gdt} &= -wL_w - pL_p - qL_q \\
B\frac{dq}{gdt} - F\frac{dp}{gdt} &= -wM_w - pM_p - qM_q
\end{aligned}
$$

الشكل 1 ـ 6 شكل برايان الحديث لمعادلات حركة الطائرة بست درجات حرية، مزودة بمعادلات السرعة الزاوية لزوايا يولر (Euler angular rate equations) **من أجل رموز ناسا التبادلية** Y وZ، M وr ،q ،N وv وw. A, B, C **هي عزوم العطالة حول المحاور** X, Y, Z **على التتالي** (من: Bryan, *Stability in Aviation*, 1911)

$$
\begin{aligned}
W\frac{du}{gdt} &= W\epsilon\cos\theta_0 + \delta H - uX_u - vX_v - rX_r \\
W\left(\frac{dv}{gdt} + \frac{rU}{g}\right) &= -W\epsilon\sin\theta_0 - uY_u - vY_v - rY_r \\
C\frac{dr}{gdt} &= -h\delta H - uN_u - vN_v - rN_r
\end{aligned}
$$

$$
\begin{aligned}
W\left(\frac{dw}{gdt} - \frac{qU}{g}\right) &= -W\phi\cos\theta_0 - wZ_w - pZ_p - qZ_q \\
A\frac{dp}{gdt} - F\frac{dq}{gdt} &= -wL_w - pL_p - qL_q \\
B\frac{dq}{gdt} - F\frac{dp}{gdt} &= -wM_w - pM_p - qM_q
\end{aligned}
$$

الشكل 1 ـ 7 نموذج الاضطراب في معادلات برايان لحركة الطائرة. معادلات الحركة الطولية في الأعلى ومعادلات الحركة الجانبية في الأسفل. بغياب مشتقات التحكم (من: Bryan, *Stability in Aviation*, 1911).

لا يوجد ما يدعو إلى الاستغراب، في هذا الوقت المبكر أن برايان لم يُغطِ بالتفصيل قوى وعزوم التحكم، ولم يُعامل الطائرة على أنها أداة تحكم. باعتبار أن معادلات الاضطراب في الشكل 7.1 تضمنت الاستقرار لكنها لم تتضمن مشتقات التحكم. كذلك فإن تأثير الاضطراب الخارجي مثل عصفة الرياح (gust) لم تكن معنيةً، بالرغم من ذلك فإنه يعترف بهذا وبغيرها من المسائل التي لم يتم تغطيتها في كتابه، وعمل على تقديمها كخلاصة أسئلة تم وضعها في جدول أعمال لسنوات من البحث.

لقد حسب برايان مشتقات الاستقرار المستندة إلى افتراض أن القوة المطبقة على مقطع الجناح (المطيار) تكون عمودية على وتر هذا المقطع. فقد أشار هيويت فيليبسس (W. Hewitt Phillips) أنه بينما لم تبدِ هذه النظرية الدقة الكافية بتطبيقها على الطائرات دون الصوتية، فهي دقيقة جداً للطائرات الفوق صوتية، وبشكل خاص تلك التي أجنحتها متراجعة وشبه متراجعة، مثل الطائرة لوكهيد F-104. بالتالي، نستطيع اعتبار أن برايان كان سابقاً لزمنه أكثر مما هو مُعترف به عادةً.

لقد حصل برايان على حلول لمعادلاته، وتوصل بالتالي إلى الأنماط الصحيحة لحركات الطائرة الطولية والجانبية. في نهاية كتاب الاستقرار في الطيران، راجع برايان نظريات الاستقرار والتحكم من خلال الكابتن فيربير (Captain Ferber)، والبروفسور مارسيل بريلوين (Marcel Brillouin)، وسورو ولوكورنو (MM.

(Soreau and Lecornu) من فرنسا؛ والدكتور هانس ريسنار (Hans Reissner) من ألمانيا؛ والملازم لويجي كروشو من إيطاليا (Luigi Crocco).

في بادئ الأمر حصل تقدم بسيط في تطبيق معادلات برايان بسبب الصعوبة في إجراء الحسابات والشكوك في تخمين الحمولات الهوائية (airloads) الموافية لحركات الطائرة. لقد كانت الحمولات الهوائية المصاحبة لحركات الدحرجة، والرفع، والاتجاه، التي يطلق عليها اسم الحمل الدوار (rotary loads) مشكلة من نوع خاص. ولقد بُذلت الجهود الأولية في إنكلترا في مخبر الفيزياء الوطني (National Physical Laboratory) وذلك لقياس الحمولات الدوارة باستخدام النفق الهوائي (wind tunnel).

إن تطور معادلات الحركة للطائرة كوسيلة ضرورية للمهندسين والباحثين قد نوقشت في الفصل الثامن عشر من هذا الكتاب.

1 ـ 12 مركز الطفو البيني، ومركز الضغط، والمركز الإيروديناميكي، والنقطة الحيادية Metacenter, Center of Pressure, Aerodynamic center and Neutral Point

بيّنت نظرية جوكوفسكي (Joukowski's theory) للطائرات وحيدة الجناح أن معامل عزم الرفع (pitch) حول نقطة تقع على بعد ربع طول وتر الجناح من الحافة الأمامية له يكون ثابتاً بالنسبة إلى جميع زوايا الهجوم. تُعَرف هذه النقطة على أنها المركز الإيروديناميكي للجناح (wing's aerodynamic center). ويكون معامل عزم الرفع في المركز الإيروديناميكي سالباً، أو أنف الطائرة إلى الأسفل، إذا كان تحدب الجناح موجباً. وتكون قيمته موجبة إذا كان تحدب الجناح سالباً.

تتغير مكونات معامل الرفع، خطياً مع زاوية الهجوم، ويمكن أن يعوض ثابت معامل عزم الرفع الثابت بشعاع وحيد لقوة الرفع(*). وتسمى نقطة تطبيق الشعاع الوحيد لقوة الرفع على وتر الجناح بمركز ضغط الجناح (wing center of pressure). استخدمت حسابات الاستقرار والمعايرة الطولية المبكرة أساساً لمركز الضغط المصمم، بدلاً من المركز الإيروديناميكي.

اعتبر د. شارل ماك كوتشن (Dr. Charles McCutchen) أن طرائق مركز

(*) شعاع وحيد لقوة الرفع (Single Vector Lift Force): اتجاه محصلة الرفع على أعلى الجناح (المترجم).

الضغط أتت لحقل الطيران بواسطة مهندسي الطيران الذين تدربوا أصلاً كمهندسي بحرية معماريين مثل د. جيروم هانسيكر (Dr. Jerome C. Hunsaker).

يُحدد وزن الجسم الطافي استقرار السفينة مقابل حركة الدحرجة (roll) إلى اليمين أو اليسار، وهي المسافة بين مركز ثقل السفينة وخط تأثير قوة الطفو في الحركة. تُطبق قوة طفو السفينة في مركز الطفو، وتكون مماثلة لقوة رفع الجناح التي تُطبق في مركز الضغط، باستثناء القوى الأخرى المتعلقة باستقرار الطائرة.

اقترح ب. ميلفيل جونز (B. Melvill Jones) (الشكل 1 ـ 8) مصطلح أطلق عليه «نسبة الطفو» الذي من أجله نستخدم الآن ما يسمى بالهامش السكوني (static margin)، وهو المسافة المحصورة على وتر الجناح بين مركز الثقل ونقطة توضع مركز الثقل عند الاستقرار الحيادي لكامل الطائرة (Jones, 1934). بالتالي تدعى نقطة توضع مركز الثقل بالنقطة الحيادية. (neutral point). بحسب جيبسون (Gibson, 2000). تم في عام 1940 نشر مقالة لغيتس (S. B. Gates) في **مجلة هندسة الطيران** يشرح فيها المعنى الفيزيائي لتصميم النقطة الحيادية، حيث قدّم فيها «إلهاماً مذهلاً» للمهندسين المتدربين على استخدام نظريات مركز الضغط.



الشكل 1 ـ 8 بينيت ميلفيل جونز (Bennet Melvill Jones) (1887-1975)، طيار، ووجه من الوجوه الهامة في الاستقرار والتحكم. القسم المتعلق به في الاستقرار والتحكم في نظرية الإيروديناميك لدوراند قد أرشد العديد من مهندسي ديناميك الطائرة. لجونز مساهماته في دراسة الانهواء (من: *Biog. Memoirs of Fellows of the Royal Soc. 1977*).

الفصل الثاني

معلمون ومراجع

Teachers and Texts

2 ـ 1 مربو الاستقرار والتحكم Stability and Control Educators

إن الفجوة بين نظرية الطيران وتطبيق التحكم والاستقرار لم تردم إطلاقاً. ولقد زاد على أية حال وبشكل كبير عدد مهندسي الطيران المدربين على نظرية التحكم والاستقرار منذ أن بدأ تدريس هذا الموضوع في مدارس هندسة الطيران التي بدأت بالنمو حوالى عام 1920.

بحلول عام 1922، كان يوجد فعلاً في الولايات المتحدة خمس جامعات تُدَرّس برامج هندسة الطيران: معهد ماساشوسيتس للتكنولوجيا (MIT)، ومعهد كاليفورنيا للتكنولوجيا (CIT)، وجامعة ميشيغان، وجامعة واشنطن، وجامعة ستانفورد. في نفس العام، قَدَّم الدكتور أكساندر كليمن (Alexender Klemin) والدكتور كولينس بليس (Collins Bliss) من جامعة نيويورك موضوع الإيروديناميك البدائي كمادة اختيارية في هندسة الميكانيك، مطلقين فيها برنامج الطيران، متبوعة في السنوات الأخيرة، بمدارس وجامعات أخرى في الولايات المتحدة، وعددها يزيد من تعدادها هنا. خلال عام 1977، كان لدى المعهد الأمريكي للطيران والفضاء (AIAA) ليس أقل من 145 طالباً متوزعين على المدارس والجامعات حول العالم.

كان أوتو كوبن (Otto C. Koppen) رائد الطيران الذي دَرس موضوع استقرار الطائرة والتحكم بها متابعاً لعمله كمصمم للطائرات الحديثة. وكان لدى

ويليام ميليكين (William F. Milliken) في عام 1947 ما يقوله حول مساهمات كوبن في حقله الخاص بديناميك الطائرة:

منذ حوالى عام 1930 استمر تأثير منهاج ديناميك الطائرة واسعاً في هذا البلد من خلال بحوث وتعاليم كوبن أوتو. اكتشافاته النظرية، وعمله في النفق الهوائي(المذبذب)، وإنجازاته في تصميم الطائرة كانت حتى الآن الأكثر شهرةً. ولسنوات عديدة بقي منهاجه في التحكم والاستقرار في معهد ماساشوسيتس للتكنولوجيا، متميزاً وكان الوحيد الذي عالج موضوع ديناميك الطيران بالكامل، كما أن الكثير من التوجهات الحالية في البحث والتصميم قد خُطت مباشرةً من عمله كمدرس. . . .

في ذاك الزمن (1911) عندما كان المدرسون الأوروبيون مشغولين أيضاً، كَتَبَ برايان كتاب **الاستقرار في الطيران**، وكان أستاذاً في الرياضيات في جامعة شمال ويلز (North Wales). وقد ضمّن الكتاب عشرين مسألة لمزيد من أبحاث، يمكن إيجادها في نهاية ذلك الكتاب. لقد تم تدريس موضوع استقرار الطائرة والتحكم بها باكراً في بريطانيا العظمى.

في عام 1920، ظهرت الطبعة الأولى للكتاب المشهور **الإيروديناميك التطبيقي** (*Applied Aerodynamics*) للمؤلفه ليونارد بيرستو (Leonard Bairstow). الذي تم تنصيبه في العام نفسه كأستاذ للإيروديناميك في المدرسة الأمبراطورية (Imperial College). في عام 1945، عمل أيرنيست ريلف (Ernest F. Relf)، وويليام دونكان (William J. Duncan) اللذان عرفا مسبقاً بدورهما في مجال استقرار الطائرة والتحكم بها، في فريق أسس بعدئذٍ مدرسة غرانفيلد للطيران (Cranfield College Of Aeronautics) للدراسات العليا، حيث أصبح برايان مديرها، ودونكان أستاذ غرانفيلد الأسطوري.

في اليابان، لعب الأستاذ كويتشيرو واشيزو (Kyuichiro Washizu) (1921 ـ 1981) إلى حد ما نفس الدور الذي لعبه أوتو كوبن في الولايات المتحدة. فقد أدخل واشيزو إلى اليابان مفهوم استقرار الطائرة والتحكم بها، في قسم الطيران، جامعة طوكيو. ولقد انتشر طلابه في جميع أنحاء اليابان، وتسلموا أخيراً قيادة التعليم والبحث بموضوع الاستقرار والتحكم في تلك البلاد. كما كان البلجيكي الأستاذ فريدريك شارل هاوس (Frederic Charles Haus)، والهولندي الأستاذ أوتو جيرلاخ (Otto H. Gerlach)، والألماني الأستاذ كارل

دوتش (Karl-H Doetsch)، مدرسين روّاداً للاستقرار والتحكم في القارة الأوروبية.

لم يزل مفهوم الاستقرار والتحكم يدَرس حتى الآن في الجامعات حول العالم، جالباً المواهب الجديدة لهذا الحقل. كما ظَل بحث الاستقرار والتحكم مواصلاً في العديد من هذه المدارس، من خلال لحظه في برامج تخرج الجامعيين. تعتبر أيضاً مؤسسات البحث التجارية والحكومية من المؤسسات الرئيسية المساهمة في دعم هذا الحقل.

يبين الشكل 2-1 الصور الفوتوغرافية لمهندسي ومعلمي الاستقرار والتحكم الذين تم ذكرهم في النص.

2 ـ 2 طرق تدريس الاستقرار والتحكم الحديثة Modern Stability and Control Teaching Methods

لقد أحدث الكمبيوتر الرقمي ثورة في تدريس الاستقرار والتحكم، تماماً كما في تطبيقاته العملية. وفي أزمنة ما قبل ظهور الكمبيوتر، تَعَلّمَ طلاب ديناميك الطيران التقنيات الرقمية المستخدمة في تحليل كثيرات الحدود من الدرجة العالية (high-degree polynomials)، والحصول على استجابات الانتقال الخطية (linearized transient response). كما استخرجت القيم الخاصة أو جذور المعادلات الخاصة بحركة الطائرة (eigen-values) إضافة إلى أنمطة حركة الطيران من خلال استخدام طريقة التحليل للعوامل (factorization).

إن البرامج الكمبيوترية المستخدمة في استخراج جذور معادلات الحركة تُشكل القيمة الضخمة الموضوعة في أنامل المهندس الحديث، كذلك في يومنا الحاضر وجد مُدرسو ديناميك الطيران في استخدام الكمبيوتر الرقمي الطرق المناسبة لتحسين مناهجهم. ونبين فيما يلي بعضاً من الشواهد. استخدم البروفسور في جامعة ستانفورد آرثر برايسون (Arthur Bryson) في كتابه التحكم بالطائرة والمركبة الفضائية برامج الماتلاب (Matlab) الكمبيوتري في العديد من المسائل والأمثلة المدوّنة في الكتاب.

مثلاً، تبين الصفحات 199-201 كيف يقوم الطالب بتطبيق نظام الاستقرار وقيادة سطوح التحكم لتنفيذ معدل تسلق أمثلي منسوب لسرعة الطائرة باستخدام

برامج الماتلاب. كما هو في المكتبات الرياضية الكمبيوترية الأخرى، فإن نسخة الماتلاب متاحة للطالب بثمن قليل.

خَصص الأستاذ وليام ريا (William J. Rea) من جامعة بوفالو الحكومية في نيويورك التمارين التي تستخدم البرنامج الكمبيوتري ذا 6 درجات من الحرية والمُسمى SIXDOF لاستخراج حلول معادلات حركة الطائرة غير الخطية بالتفصيل. يوفر هذا البرنامج تعليمات ميسرة في أنمطة الحركة وفي نظرية التحكم باستخدام المعادلات الخطية. مقاربة أخرى تم ممارستها من قبل الأستاذ بيتر زيبفيل (Peter H. Zipfel) في جامعة فلوريدا، عندما أتاح لطلابه برنامج كاداك (CADAC) على قرص مدمج، يمكن من خلاله بناء نماذج إيروديناميك معيارية، وكذلك نماذج دفع، وتوجيه نماذج تحكم كمبيوترية. وكما هو الأمر في الحالات السابقة، فإن الطلاب أصبحوا مؤهلين لحل مسائل واقعية في الاستقرار والتحكم بدون أن يضيعوا في تفاصيل الصيغ الرياضية.

في فرنسا، ولدى الهيئات التدريسية لجامعات عديدة، طور الأستاذ جان كلود فانير (Jean-Claude Wanner) أداة لتدريس ميكانيك الطيران المتقدم، على شكل قرص مدمج. يعمل حجم الاستقرار على حساب أزمنة الاستجابة لطائرة تم توصيفها من قبل المستخدم باعتبار أوامر تحكم الدفات وفتحة عتلة الوقود عبارة عن مدخلات (outputs)، ومن ثم يتم تمثيل النتائج على شكل رسوم بيانية تقليدية، لكن يمكن إظهارها أيضاً في زمن حقيقي على مبينات في حجرة القيادة أو من على الأرض. ويحتوي الكتاب (الأداة المعتمدة) على فصول تخاطبية تمهيدية، تتضمن نصوصاً وتمارين، تخص مواضيع كالحركة الاهتزازية الطولية البطيئة «الفيغوئيد» وتجهيزات التسارع.

فقط الاحترازات التي يجب تطبيقها على تلك الطرق الحديثة تكون هي نفسها الوحيدة التي يجب ملاحظتها في الممارسة الهندسية، باستخدام كمبيوتر رقمي فعال. ويجب على كلٍّ من الطالب والمهندس الممارس أن يضع نصب عينيه الافتراضات التي تكمن خلف برامج ديناميك الطيران في الكمبيوتر، من حيث محدوديتها، بالإضافة إلى مقدرتها. يتطلب أيضاً التطبيق العملي الجيد فحوصاً عقلانية لخرج الكمبيوتر باستخدام طرق بسيطة مستقلة.

2 ـ 3 معاهد بحث الاستقرار والتحكم Stability and Control Reserarch Institutions

يُعتبر الاستقرار والتحكم محققاً على نطاق واسع في المعاهد المتنوعة، حيث توجد المخابر الحكومية والخاصة المالكة لشركات البحث التي نجدها في جميع البلدان المصنعة للطائرات. كذلك فإن الجامعات هي عبارة عن مراكز بحث رائدة أيضاً.

لا أحد يظن أنه في أي جامعة حيث موضوع الاستقرار والتحكم في صلب منهاجها التعليمي ليس لديها الكلية المعنية، ولا مشاريع التخرج البحثية العائدة إلى هذا الموضوع. بالنهاية، يعتقد صانعو الطائرة أن يكون لديهم بحث متقدم بمستوى ما في الاستقرار والتحكم، لكنه متعلق بمقدار تقدم منتجاتهم.

كما في الكثير من أماكن البحث، تقع حدود مسؤولية العمل في مشاريع التعاون على توضيح العلاقة بين ثلاث حلقات هي: المخابر، الجامعات، والصناعات. ويكون هذا صحيحاً بشكل خاص عند تقاطع الحاجة إلى استخدام التجهيزات الثمينة والفريدة. مثال رئيسي على ذلك هو الاستخدام المنظم للأنفاق الهوائية الكبيرة الحكومية التي تلحق بالإنتاج، أكثر من استخدامها في البحث. ومثال آخر هو الحاجة إلى تشغيل محاكيات طيران عالية التخصص من قبل المخابر الحكومية والخاصة لتحسين جودة الطيران لإنتاج طائرة في المستقبل. ولقد بيّن مقطع من هذا الكتاب مقدار توسع معاهد الاستقرار والتحكم على نطاق واسع من خلال ذكر مصادر التقارير والمقالات في المراجع وفي الدراسة المكتبية.



الشكل 2 ـ 1 مهندسو الاستقرار والتحكم المذكورون في نصوص الكتاب.



تتمة الشكل 2 ـ 1

2 ـ 4 مقررات ومؤتمرات الاستقرار والتحكم Stability and Control Textbooks and Conferences

يتقاسم المدرسون شرف نقل نظرية الاستقرار والتحكم إلى حيز التطبيق العملي مع نشرها في العديد من الكتب التدريسية. كان مقطع «ديناميك الطائرة» لميلفيل جونز (B.Melvill Jones) من كتاب **نظرية الإيروديناميك** (*Aerodynamic Theory*) لدوراند (W. F. Durand) لعام 1934 هو الكتاب التدريسي الأول شائع الصيت في هذا الحقل. كما تم استخدام الطبعة الثانية لكتاب **الإيروديناميك التطبيقي** (*Applied Aerodynamics*) عام 1939 لليونارد بيرستو (Leonard Bairstow) أيضاً على نطاق واسع. الكتاب التدريسي الذي ظهر عام 1949: أداء الطائرة، الاستقرار والتحكم، لكورتلاند بيركينز (Courtland D. Perkins) وروبير هيج (Robert E. Hage) كان بحق منارة الكتاب التدريسي. وكان هذا الكتاب ومازال هو الكتاب الجامعي المفضل لتدريس الاستقرار والتحكم. فهو ممنهج بشكل جيد، ويعطي فسحة جيدة من الشرح للعديد من المواضيع الهامة. علاوة على نصوص جونز، وبيرتسو، وبيركينز. ندوّن فيما يلي عدداً من الكتب التدريسية في موضوع الاستقرار والتحكم متسلسلة وفق تاريخ نشرها. يبدو أن خطوة نشر كتب جديدة في هذا الحقل تتسارع في الزمن الحالي، فمنذ عام 1990 ظهر العديد من العناوين الجديدة أكثر مما ظهر في كل السنوات السابقة.

- دبليو. جيه. دونكان، **تحكم واستقرار الطائرة**. كامبريدج، 1952.
- بي. أيتكين، **ديناميك الطيران: الاستقرار والتحكم**. ويلي، 1959، 1982، 1985 (مع ريد).
- أيه. دبليو. بابيستر، **استقرار الطائرة والتحكم بها**. بيرغامون، 1961.
- دبليو. آر. كولك، **ديناميك الطيران الحديث**. برينتيس ـ هول، 1951.
- أي. سيكيل، **الاستقرار والتحكم في الطائرات والحوامات**. أكاديميك، 1964.
- تي. هاكر، **استقرار وتحكم الطيران**. إلسيفيار، 1970.
- جيه. روسكام، **ديناميك الطيران للطائرات الجاسئة والمرنة**. يو. كانساس، 1972.
- بي. أيتكين، **ديناميك الطيران الجوي**. ويلي، 1972.

ـ دي. ماك روير، آي. أشكيناس، ودي. غراهام، **ديناميك الطيران والتحكم الآلي**. برينسيتون، 1973.

ـ أتش. آشلي. **التحليل الهندسي لعربات الطيران**. دوفر، 1974.

ـ أيه. دبليو. بابيستر، **الاستقرار واستجابة ديناميك الطيران**. بيرغامون، 1980.

ـ أف. أو. سميتانا، **التحليل بمساعدة الكمبيوتر لأداء الطائرة**، الاستقرار والتحكم. ماك كرو ـ هيل، 1983.

ـ جيه. ام. رولف وكا. جيه. ستابلس، **مقلد الطيران**. كامبريدج، 1986.

ـ آر. سي. نيلسون، **استقرار الطيران والتحكم الآلي**. ماك كرو ـ هيل، 1989.

ـ جيه. أتش. بلاك لوك، **التحكم الآلي للطائرات والصواريخ**. ويلي 1991.

ـ بي. إل. ستيفينس وأف.إل. ليويس، **المقلد وتحكم الطيران**. ويلي، 1994.

ـ أيه. أي. برايسون، الابن. **التحكم بالطائرة والمركبة الفضائية**. برينسيتون، 1994.

ـ بي. دبليو. ماك كورميك، **الإيروديناميةن الطيران وميكانيك الطيران**. ويلي، الطبعة الثانية، 1995.

ـ جي. جيه. هانكوك، **مدخل إلى ديناميك الطيران للطائرات الجاسئة**. هورروود، 1995.

ـ ام. بي. تيشلير، **التقدم في تحكم طيران الطائرة**. تايلور وفراسيس، 1996، أيه. آي. أيه. أيه، 2000.

ـ دي. ستينتون، **جودة واختبار الطيران للطائرة**. أيه. آي. أيه. أيه، 1996.

ـ جيه روسيل، **أداء واستقرار الطائرة**. أرنولد، 1996.

ـ ام. فيه. كوك، **مبادئ ديناميك الطيران**. أرنولد، 1997.

ـ جيه. إل. بوافييه، **ديناميك الطيران: المعادلات**. ويلي، 1998.

ـ إل. فيه. شميت، **مقدمة إلى ديناميك طيران الطائرة**. أيه. آي. أيه. أيه، 1998.

ـ ام. جيه. أبزوغ، **حسابات ديناميك الطيران**. أيه. آي. أيه. أيه، 1998.

ـ بي. بامادي، **الأداء، الاستقرار، الديناميك، والتحكم بالطائرات**. أيه. آي. أيه. أيه، 1998.

ـ جيه. هودكينسون، **جودة الطيران اليدوي**. أيه. آي. أيه. أيه، 1999.

ـ بيه. أتش. زيبفيل، **نمذجة وتمثيل ديناميك عربات الطيران**. أيه. آي. أيه. أيه، 2000.

ـ آر. دبليو. برات، **أنظمة تحكم الطيران: القضايا العملية في التصميم والتنفيذ**. أيه. آي. أيه. أيه، 2000.

وفيما يلي عناوين هذه المصادر بالإنجليزية:

- W. J. Duncan, *Control and Stability of Aircraft*. Cambridge, 1952.
- B. Etkin, *Dynamics of Flight: Stability and Control*. Wiley, 1959, 1982, 1985 (with L. D. Reid).
- W. Babister, *Aircraft Stability and Control*. Pergamon, 1961.
- W. R. Kolk, *Modern Flight Dynamics*. Prentice-Hall, 1951.
- E. Seckel, *Stability and Control of Airplanes and Helicopters*. Academic, 1964.
- T. Hacker, *Flight Stability and Control*. Elsevier, 1970.
- J. Roskam, *Flight Dynamics of Rigid and Elastic Airplanes*. U. Kansas, 1972.
- B. Etkin, *Dynamics of Atmospheric Flight*. Wiley, 1972.
- D. McRuer, I. Ashkenas, and D. Graham, *Aircraft Dynamics and Automatic Control*. Princeton, 1973.
- H. Ashley, *Engineering Analysis of Flight Vehicles*. Dover, 1974.
- W. Babister, *Aircraft Dynamic Stability and Response*. Pergamon, 1980.
- F. O. Smetana, *Computer-Assisted Analysis of Aircraft Performance, Stability and Control*. McGraw-Hill, 1983.
- J. M. Rolfe and K. J. Staples, eds., *Flight Simulation*. Cambridge, 1986.
- R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*. McGraw-Hill, 1989.

- J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*. Wiley, 1991.
- B. L. Stevensand and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*. Wiley, 1992.
- E. Bryson, Jr., *Control of Aircraft and Spacecraft*. Princeton, 1994.
- B.W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*.Wiley, 2nd ed., 1995.
- G. J. Hancock, *An Introduction to the Flight Dynamics of Rigid Aeroplanes*. Horwood, 1995.
- M. B. Tischler, ed., *Advances in Aircraft Flight Control*. Taylor and Francis, 1996; AIAA, 2000.
- D. Stinton, *Flying Qualities and Flight Testing of the Airplane*. AIAA, 1996.
- J. Russell, *Performance and Stability of Aircraft*. Arnold, 1996.
- M. V. Cook, *Flight Dynamics Principles*. Arnold, 1997.
- J.-L. Boiffier, *The Dynamics of Flight: The Equations*. Wiley, 1998.
- L. V. Schmidt, *Introduction to Aircraft Flight Dynamics*. AIAA, 1998.
- M. J. Abzug, *Computational Flight Dynamics*. AIAA, 1998.
- B. Pamadi, *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*. AIAA, 1998.
- J. Hodgkinson, *Aircraft Handling Qualities*. AIAA, 1999.
- P. H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*. AIAA, 2000.
- R.W. Pratt, ed., *Flight Control Systems: Practical Issues in Design and Implementation*. AIAA, 2000.

كواحد من مؤسسي الناتو ومن مجموعة الفضاء الاستشارية للبحث والتطوير (Advisory Group for Aerospace Research and Development) آكارد (AGARD)، ساعد الدكتور ثيودور فون كارمان (Dr. Theodore von Karman)

كثيراً في تقدم ونشر المعرفة بموضوع الاستقرار والتحكم في السنوات التي تلت الحرب العالمية الثانية. ففي عام 1997، وبسبب تدابير الموازنة، تم دمج مجموعة آكارد ضمن منظمة البحث والتكنولوجيا العائدة لمجموعة بحوث الدفاع في الناتو (Research and Technology Organization).

طالما بقيت آكارد ناشطةً، فقد جمعت خبراء الاستقرار والتحكم من جميع بلدان الناتو في لقاءات دورية ولمواضيع متنوعة. على سبيل المثال، كانت هناك لقاءات في ميكانيك الطيران واجتماعات في التوجيه والتحكم، وندوات، وسلسلة محاضرات، واستشارات وبرامج متبادلة. لقد بقيت اللقاءات والإصدارات التي قامت بها آكارد ومن بعدها آر. تي. أو (RTO) المنبع المفيد في البحث والتطوير لموضوع الاستقرار والتحكم.

في الولايات المتحدة، يتوازى عمل آكارد وRTO مع عمل لجنة ميكانيك الطيران الجوي العائدة إلى المعهد الأمريكي للطيران والفضاء (AIAA) وتحت إدارة هذه اللجنة، تعقد سنوياً المؤتمرات القيمة في مواضيع ميكانيك الطيران الجوي والقيادة والتحكم. كذلك فإن لدى جمعية مهندسي العربات (The Society of Automotive Engineers) (SAE) لجنة فضاء نشيطة تستدعي أعضاءها بشكل دوري ولديها برنامج نشر ولقاءات.

وفي أوروبا، تعقد جمعية الفضاء الملكية، وجمعية الفضاء الألمانية (DGLR)، والأكاديمية الوطنية الفرنسية بشكل دوري، مؤتمرات موجهة بموضوع ميكانيك الطيران والتحكم.

الفصل الثالث

جودة الطيران أصبحت علماً

Flying Qualities Become a Science

الاستقرار وقابلية التحكم في الطائرات، كما تبدو للطيار، أُطلق عليها اسم خواص الطيران (flying or handling qualities) أو خواص تدبر الطائرة. وكانت خواص الطيران الفردي لسنوات عديدة، بعد التحليق الأول للطائرات، مُعرّفة ومُصنفة وفق الرغبة إلى جيدة أو غير جيدة. ولقد مضى زمن طويل قبل أن يقوم المهندسون بتصميم طرائق مرتبطة بخواص طيران معينة. يبيّن الفصل الثالث من الكتاب التثقيفي «ماذا يعرف المهندسون وكيف يعرفونه» لأستاذ جامعة ستانفورد وولتر فينسينتي (Walter G. Vincenti) رواية مشوقة ومفصلة عن أول عمل في هذا المجال. التقطنا القصة في عام 1919، مع الخطوة الأولى الهامة في الإجرائية التي جعلت من خواص الطيران علماً قائماً بذاته.

3 ـ 1 فارنر، نورتون، وألين — Warner, Norton and Allen

وجد فانسينتي (Vincenti) أن أول اختبار كمّي للاستقرار والتحكم لتجارب الطيران في الولايات المتحدة حدث في صيف عام 1919، عندما قام الأستاذ إدوارد فارنر (Edward P. Warner) (الشكل 3 ـ 1) من MIT الذي يعمل في مخبر لانغلي في NACA بوقت جزئي، وبمشاركة عاملين من NACA فريدريك نورتون (Fredrick H. Norton) وأدمون ألين (Edmond T. Allen) بتنفيذ هذا الاختبار باستخدام الطائرة كورتيس «جينيس» JN-4H والطائرة دي هافيلاند DH-4. ولقد نفذوا مفاهيم الاستقرار والتحكم على معظم القياسات الأساسية: زاوية

دفة الرفع elevator angle (نسبة إلى الجزء الثابت من الذيل، أو سطح الاتزان stabilizer) وقوة عصا القيادة المطلوبة لتنفيذ طيران متوازن كدالة لسرعة الطائرة.

وضع فارنر ونورتون صيغة اكتشافهم المهم في أن دالة توازن زاوية دفة الرفع (elevator) نسبة إلى سرعة الهواء (السرعة الجوية) هي بالحقيقة عبارة عن دليل (index) الاستقرار السكوني الطولي، أي نزعة الطائرة عند حدوث الاضطراب للعودة بزاوية الهجوم، وبالسرعة إلى وضع التوازن عند التعرض لأي اضطراب. كما إن دالة زاوية دفة الرفع إلى تدرج السرعة الجوية يمكن أن تترابط وقياسات النفق الهوائي التي أجراها الدكتور جيروم هانسيكر (Gerome C. Hunsalker) خلال 1915 ـ 1916 لعزم التسلق/الارتفاع إزاء تغير زاوية الهجوم على الطائرة كورتيس JN-2، التي هي شبيهة بالطائرة JN-4H. وفي كلمات لفارنر ونورتون عام 1920 :

إذا طارت طائرة وقياداتها مثبتة على سرعة متطابقة مع جزء من منحني توضع دفة الرفع ذات الميل السالب وتعرضت لريح قوية تنقص من زاوية هجومها، فإن هذه الزاوية تستمر بالتناقص بدون قيد. وإذا كانت السرعة منخفضة إلى درجة يمكن الوصول إلى جزء المنحني ذي الميل الموجب، فسوف تعود الطائرة إلى سرعتها الأصلية وزاوية الموازن فور توقف أثر الريح. أي إنه الميل الموجب (من العلاقة بين زاوية دفة الرفع ـ مندرج السرعة الجوية) سيعوض الاستقراية الطولية.



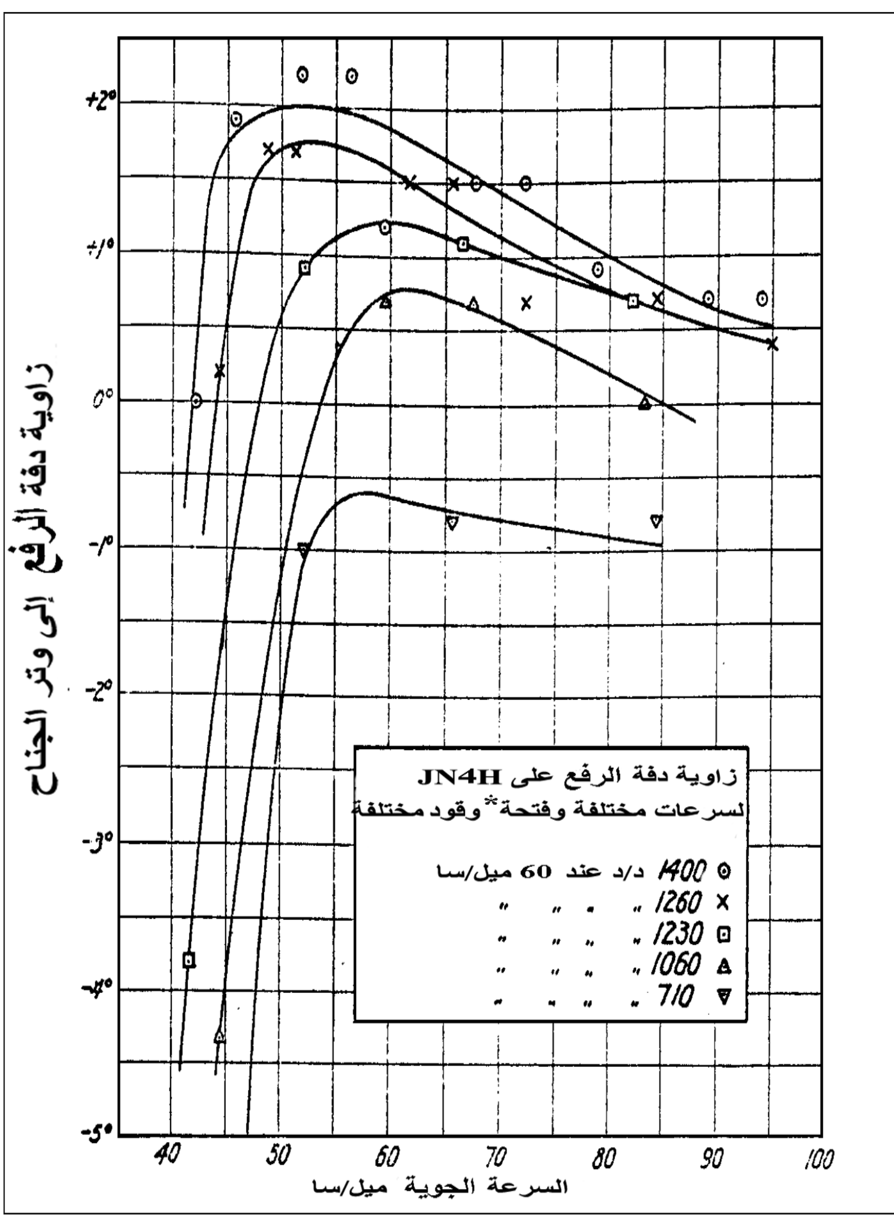
الشكل 3 ـ 1 إدوارد بيرسون فارنر (1894 ـ 1958). متطلبات خواص طيران طائرة DC-4E **أطلق علماً جديداً. (من المتحف الوطني للجو والفضاء** National Air and Space Museum).

كانت وجهة النظر الغريبة لنتائج تجربة فارنر ونورتون على الطائرة JN-4 تتحدد في أثر السرعة في الاستقرار السكوني الطولى، فإن الطائرة JN-4 مستقرة عند السرعات تحت 55ميلاً بالساعة تقريباً وغير مستقرة فوق تلك السرعة (الشكل 3-2). وقد يستميل الأمر أحدهم للتعرف على السبب المروني لهذا، عدا عن اختبارات النفق الهوائي لنموذج صلب أظهر نفس النزعة. ويبقى السبب غامضاً.

كان النفق الهوائي للاختبارات في معهد MIT عام 1915 ـ 1916 قد تم تأهيله من قبل سلاح جو الولايات المتحدة في ميدان ماك كوك (McCook Field) باختبارات الطائرة JN-2، حيث زُوّد النموذج بزاوية رفع قابلة للضبط.

في نفس الحقبة كان فريق ميدان ماك كوك فعالاً في اختبارات الطيران للاستقرار والتحكم، كجزء من نشاطات عمل خدمة التسليح، وكان اهتمام ماك كوك الأولي منصباً على طائرة ملائمة للاستخدام العسكري، مفضلاً ذلك على بحوث الطيران الأخرى. بالتالي، كان هذا مفهوماً حيث لم يوجد لديهم قياسات بمستوى اختبارات نورتون وألين المتطورة في NACA. وكان الرائد شرودر (R. W. Schroeder) واحداً من أفضل طياري الاختبارات في سلاح الجو، وكان تقريره (الذي صنف سرياً) في عام 1918 على الطائرة المقاتلة لوساك ـ LUSAC 11 باكارتـ لوبير وضواحها العملانية متكاملاً من الناحية النوعية.

في مجال ريادة اختبارات الاستقرار والتحكم في مخبر لانغلي في NACA، فإن مهندسي علم الأجهزة بمن فيهم هنري ريد (Henry J. E. Reid)، المهندس المسؤول في المخبر بعدئذٍ، قد وصلوا إلى تصاميم متخصصة يمكن بواسطتها تسجيل حركات الطائرة آلياً، وتحرر بذلك الطيارين من ضرورة إسقاط أي مُعطِيات خلال إجراء اختبارات الطيران للاستقرار والتحكم. وقامت تجهيزات التسجيل الفردية المطورة في مخبر لانغلي عام 1920 بقياس التحكم بالموضع، والتسارعات الخطية، والسرعة الجوية، والسرعات الزاوية.



الشكل 3 ـ 2 قياسات فارنر ونورتون لزوايا دفة الرفع المطلوبة للموازنة (trim) كدالة لسرعة الهواء (السرعة الجوية) وقدرة محرك الطائرة كورتيس JN-4H (جيني). شرحت بشكل جلي المعلومة التي تظهر عدم الاستقرار السكوني الطولي عند السرعات الجوية فوق ذرى المنحنيات. (من تقرير NACA رقم 70، 1920).

* **فتحة وقود** = throttle setting : عتلة لزيادة وتقليل سرعة المحرك (أو عيار الخانق)

في كل آلة تسجيل، يوجد مرآة من نوع مقياس غلفاني (Galvanometer) على جزء التوائي يعكس ضوءاً على فيلم تصوير ملفوف على أسطوانة. هناك جهاز متزامن يتحكم بإغلاق وفتح التسجيل للأجهزة الفردية في آن واحد، واضعاً موشراً زمنياً على كل أسطوانة. قال فريدريك نورتون (Frederick Norton) إن عملي في مخبر لانغلي في السنوات الأخيرة، الذي أتكلم عليه بفخر، كان تطوير أجهزة تسجيل تحليق متخصصة كهذا الجهاز (Hansen, 1987).

لقد وضعت الأجهزة المطورة NACA في مقدمة مجموعات العمل الأخرى في الولايات المتحدة الذين كانوا يعملون في مجال استقرار الطائرة والتحكم بها. وكانت آلات تسجيل الصور (photorecorder) هي التقنية النمطية بالنسبة إلى المجموعات الأخرى العاملة في اختبارات الاستقرار والتحكم، كمخبر الطائرات في سلاح جو الولايات المتحدة (US AACAL) في ميدان رايت. في آلة تسجيل الصور هذه، تدمج حساسات قياس الاستقرار، مع تجهيزات الطيران المألوفة، وساعات التوقيت لكي تركب في صناديق ضخمة ويتم التصوير فوتوغرافياً بواسطة كاميرات متحركة. بعد ذلك يتم قراءة الفيلم ورسم المعطيات نقطة بنقطة من قبل تقنيين أو مهندسين لكي تتم قراءة الفيلم.

مؤشر آخر على تطوير نوعية تقنيات قياس جودة الطيران في NACA، كان عندما يتذكر أحد مؤلفي هذا الكتاب (أبزوغ Abzug) الذي خدم في بحرية الولايات المتحدة خلال الحرب العالمية الثانية بأنه استعار من NACA عصاً لقياس قوة القبضة وذلك لاختيار تأثير دفة الدحرجة (aileron) في طائرة التدريب SNJ (North American SNJ Trainer).

في أواخر عشرينيات القرن الماضي، وفي وقت مبكر من ثلاثينياته قامت NACA المختصّة في أبحاث الطيران بتدريب مجموعة من طياري الاختبار، تضم كلٍ من ميلفين كاف (Melvin N. Gough)، ووبليام ماك آفوي (William H. McAvoy)، وأدموند ألين (Edmund Allen) وتوماس كارول (Thomas Carroll)، على تقنيات بحث الاستقرار والتحكم، المتضمنة قدرة الوصول إلى شروط التوازن الدقيق والمحافظة عليها.

وكما هو الحال مع جميع طياري اختبار البحث الجيدين، عملت مجموعة

NACA بشكل وثيق مع مهندسي اختبار الطيران. وفي الواقع قامت أيضاً بالمشاركة مع جهات خارجية في مناقشة عمل جودة الطيران في NACA، ومع جميع الذين ساعدوا في وضع الأسس من أجل إدراك دقة جودة الطيران والجدارة الجوية التي تَبِعت ذلك.

3 ـ 2 مواصفة كفاءات الطيران الأولى The First Flying Qualities Specifieation

عمل ادوارد فارنر، كمستشار لدى شركة دوغلاس للطيران في تصميم طائرة النقل DC-4E، وكان لديه امتياز في الحصول على كفاءة طيران مدمجة في المواصفة التي يمكن أن تطبق على تصميم الطائرة الجديدة. ومن الميزات المهمة لهذه المواصفة التحمل والأداء التي حددها فانيير في السابق. وفي عام 1935 كانت متطلبات فارنر معتمدة على المقابلات مع طياري الخطوط الجوية، وطياري الأبحاث والصناعة، ومع هيئة مهندسي NACA. وقد أدرك فارنر الحاجة إلى وضع متطلبات جدارة جوية على أساس راسخ من خلال تزويد اختبارات الطيران بأدوات تسجيل مترابطة مع آراء الطيارين.

3 ـ 3 هارتلي سوليه وفلويد تومسون في مخبر لانغلي Hartley soute and Floyd Thompson at Langley

تمّت الاستفادة من أفكار فارنر في NACA (أصبح فارنر، في نهاية المطاف، عضواً في الهيئة الأساسية؛ وأفكاره يُعوّل عليها)، وكان في الوقت عينه قد بدأ الهجوم الشامل على أسس جدارة طيران الطائرة. وكانت وثيقة التفتيش رقم 509 في NACA، المعنونة «الدراسة التمهيدية لمتطلبات التحكم بطائرة النقل الضخمة» (Hansen, 1987) هي بمثابة إجازة توكيل رئيسية. وكان هارتلي سوليه (Hartley A. Soule) (الشكل 3-3)، الرجل المهيب، العالم المعروف عالمياً كعضو هيئة في NACA، يعمل في مخبر لانغلي للطيران في مدينة هامبتون في ولاية فرجينيا، حيث كان يجري اختباراته.

وجّه سوليه في أعقاب عام 1936 اختباراته نحو ربط طور الحركة الطولية (طويلة الأمد) أو نمط حركة الفيغوئيد مع أراء الطيارين حول الجدارة الجوية. تتضمن حركة الفيغوئيد (Phugoid) تغيراً كبيراً في وضع دقة الرفع (pitch angle) مترافقاً مع تغير كبير في الارتفاع عند زاوية هجوم ثابتة. وقد خصصت ثماني

طائرات وحيدة المحرك لاختبارات سوليه وفريقه. ولقد أثبت سعي سوليه الرائد بأنه لا يوجد أي ترابط للدَور أو التخامد في حركة الفيغوئيد مع رأي الطيار.

وعلى أية حال، كانت NACA قد أطلقت إلى حد ما فكرة ترابط قياسات جدارة الطيران مع آراء الطيارين. وكان سوليه مع شركائه، ومنهم فلويد تومسون (Floyd L. Thompson)، قد أجملوا الخطوات الضرورية لتنفيذ أفكار فارنر. لذا كان لزاماً على جدارة الطيران أن تُعرَّف بمفردات من العوامل المعروفة لتكون قابلة للقياس بالتجهيزات المتوفرة لدى NACA أو بالتجهيزات التي يمكن تصميمها أو تطويرها بسهولة».

بدأ تومسون وسوليه في ما يطلق عليه الآن بمتطلبات رجل القش (straw man) بوضع مجموعة من المُتطَلبات المستندة إلى عمل فارنر، ولكنها محرفة لكي تتلاءم مع وسائل قياس NACA المتاحة. ولقد استخدما الطائرة SR-8E ستينسون ريليانت (Stinson Reliant SR-8E) ذات المحرك الوحيد والجناح المرتفع (الشكل 3-4) لتنفيذ الاختبارات.

ولقد تَكَشَّفَ أن الأجهزة الوحيدة التي تحتاج إلى تطوير خاص من أجل اختبارات ستينسون هما جهاز قياس القوة اللازمة للتحكم بحركة العجلة ودعسة القدم لتحريك دفة الاتجاه. ولهذا استخدم هؤلاء خلايا هيدروليكية (hydrohlic cells) طورتها شركة بينديكس (Bendix Corp) لكي تستخدم كمؤشرات على قوة دعسة فرامل السيارة.

بدت متطلبات NACA فيما عرفناه بمتطلبات «رجل القش» وكأنها متجاهلة لما أوجده سوليه سابقاً حول عدم أهمية الحركة الطولية «الفيغوئيد»، وإن مخمد اهتزازات متزناً يعمل بفترة لا تقل عن 40 ثانية، يفي بالغرض. والأكثر استغراباً إن بحث لانتشيستر (F. W. Lanchester) على دَور حركة الفيغوئيد قد تم تجاهله هو الآخر في متطلبات «رجل القش»، مع أن نتائج لانتشيستر قدمت في عام 1934 في الكتاب المشهور «ديناميك الطائرة» (Dynamics of the Airplaine) مِن قبل ميلفيل جونز، وتم إدراجها في الجزء الخامس من **نظرية الإيرودیناميك** (*Aerodynamic Theory*) لدوراند (W. F. Durand). لقد رأى لانتشيستر أن دَورة الفيغوئيد كانت متناسبة خطياً مع السرعة الجوية لجميع الطائرات، ويمكن أن تقع تحت القيمة 40 ثانية عند السرعات الأقل من 150 ميلاً/ الساعة.



الشكل 3 ـ 3 هارتلي سوليه (1905 ـ)، رائد في تفتيش جدارة الطيران (من: Hansen, *Engineer in Charge*, NASA SP-4305, 1987).

علاوة على ما كان يثير الإعتراضات، فإن بحث سوليه اتبع خطوطاً معقولة. فمع أي مطلب لـ «رجل قش» (straw man) معلناً، كانت إجراءات الاختبار لتدقيق كل مطلب واضحة، وكانت نتائج الاختبارات تُقدم وتُناقش بعضاً من إجرائيات الاختبار لسوليه عام 1940، التي وصلت إلى يومنا الحالي

بدون تغيير، عدا عن مسجل المعلومات المتطور. على سبيل المثال، كان يوجد قياسات لزاوية دفة الرفع ولقوة عصا القيادة من أجل طيران متوازن ولسرعات جوية متعددة. وكذلك، قياس زمن الوصول للالتفاف لتحقيق زاوية محددة، أيضاً. والأكثر تقدماً في كل ذلك، كان قياس دَورة تخامد الحركة الاهتزازية الفيغوئيد كتابع للسرعة (الشكل 3-5). وقد رسمت تقاربات لانتشيستر لدَور الفيغوئيد بالخط المتقطع في الشكل 3-5 (أ).

في تقريره المنشور عام 1940 وضع سوليه التغيرات بسرعة الطيران المتوازن لكلٍّ من زاوية دفة الرفع ومقود التحكم في لوحة العدادات. وكانت هذه البيانات تعطي تماماً نفس النزعات لو لم يكن لتمدد كبلات التحكم التي توصل بين الاثنين حاصلاً، تحت الحمل. روى كتاب فانسينتي قصة مثيرة حول اكتشاف أثر تمدد الكبل على معطيات ستينسون.

تمت مراجعة تقرير سوليه بشكله الأوّلي من قبل المهندسين في مصنع الطيران تشانس فوت (Chance Vought) في كونيكتيكوت، الذين بينوا أن التوضعات الزاوية المختلفة للذيل الأفقي تؤثر في تغيرات زاوية دفة الرفع عند الطيران المتوازن، وهي نتيجة غير متوقعة.

لقد كتب ماك كارثي (C. J. McCarthy) لسوليه مقترحاً أنه يمكن تفسير هذا التناقض من خلال تمدد كبل التحكم إذا كان قد تم استنتاج زاوية دفة الرفع (elevator) من التوضع على مقود التحكم، بدلاً من أن يتم قياسها مباشرة عند السطح. وفقاً لفينسينتي:

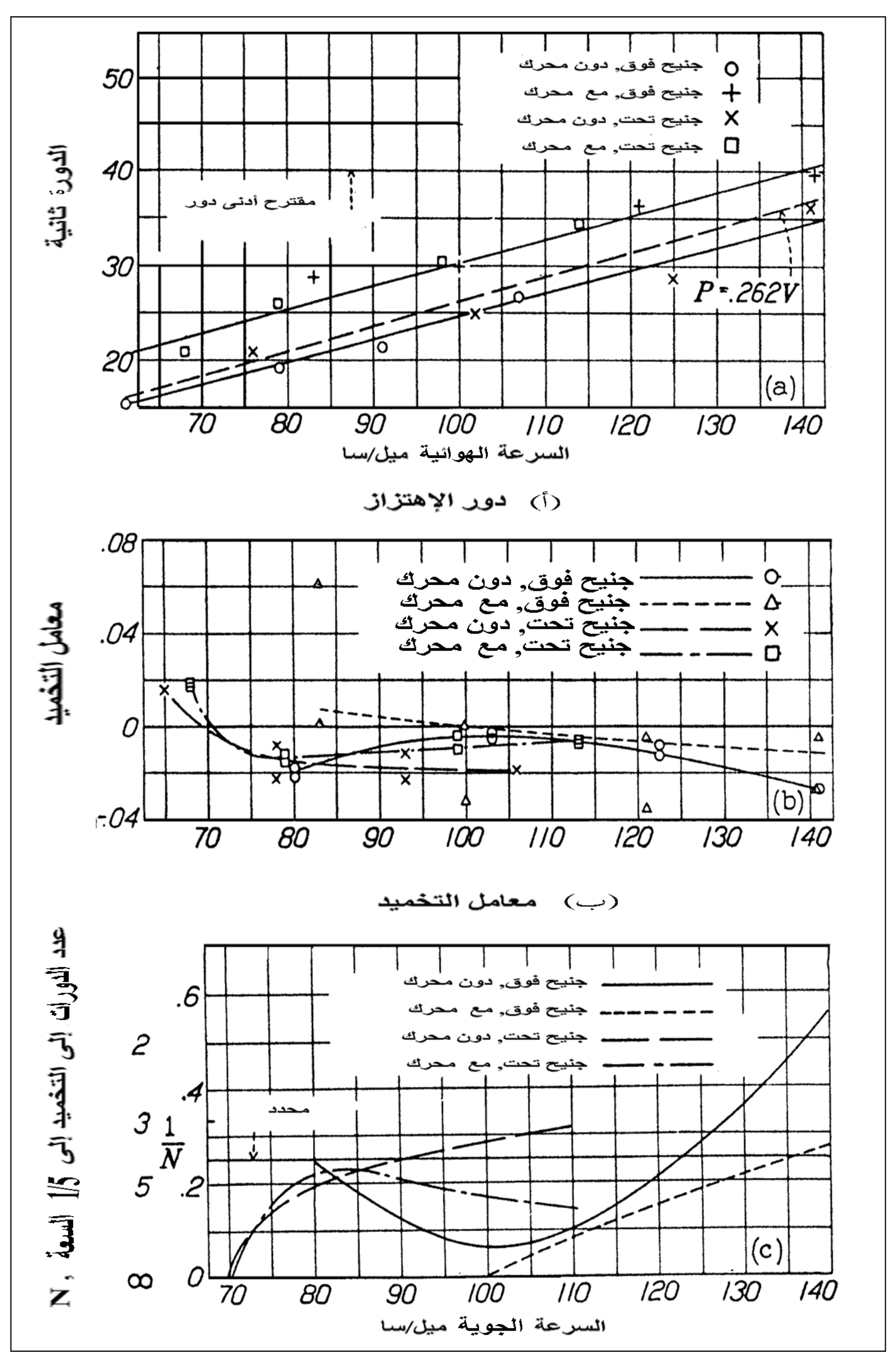
> **روبرت جيلروث (Robert R. Gilruth)، مهندس شاب كان قد أخذ على عاتقه في الآونة الأخيرة برنامج جودة الطيران عندما انتقلت إلى سوليه واجبات النفق الهوائي، قام بقياس التمدد تحت تطبيق الأحمال، ووجد أن افتراض تشانس فوت كان في الواقع صحيحاً. . . في اختبارات الطائرات في وقت لاحق، تم قياس زوايا دفة الرفع مباشرة عند الدفة. ومثل هذه الأمور بدت واضحة في وقت لاحق، لكن يتوجب معرفتها على كل حال.**



الشكل 3 ـ 4 الطائرة ستينسون SR-8A **التي استخدمها هارتلي سوليه في قياسات اختبار الطيران الرائدة للاستقرار والتحكم (من تقرير** NACA رقم 700، 1940).

إن بعض قياسات ستينسون التي دعيت متطلبات «رجل القش» هي بالتأكيد قديمة وليست جزءاً من متطلبات الجدارة الجوية الحديثة، فقد وُضِعَت متطلبات محددة للغاية على الزمن اللازم لتغيير زاوية الرفع بمقدار 5 درجات؛ وهذه تم فحصها. وبالمثل، فإن الحاجة إلى تحجيم زاوية الانعراج عند حرف دفات الدحرجة قد تم التعامل معها من خلال قياس التسارع الأعظمي في الاتجاه ومقارنته بتسارع الدحرجة. وقد تم افتراض أن زاوية الانعراج تكون أقل بنسبة 20٪ من قيمة الدحرجة. على أي حال، كانت كل الخيوط في مكانها الصحيح الآن وجاهزة لاتخاذ الخطوة الكبيرة التالية.

بعد اختبارات ستينسون أصبح لدى NACA الفرصة لاختبار الطائرات الضخمة، مثل القاذفة مارتين B-10B، وقد أرسلت النتائج إلى سلاح الجو في تقرير سري في عام 1938. ووفقاً لفينسينتي، كان ادوارد فارنر قادراً على ربط نتائج الطائرة ستينسون SR-8A والطائرة مارتين B-10B بمتطلبات جودة الطيران في الطائرة دوغلاس DC-4E، التي كانت مجرد بداية اختبارات الطيران.



الشكل 3 ـ 5 قياسات الاستقرار الديناميكي للطائرة ستينسون SR-8A نفذها هارتلي سوليه حوالى عام 1937. (من تقرير NACA رقم 700، 1940)

3 ـ 4 اختراق روبيرت جيلروث Robert Cslruth Breakthrongh

في عام 1937 أتى روبيرت جيلروث (Robert R. Gilruth) (الشكل 3-6) إلى مخبر لانغلي في NACA قادماً من جامعة مينيسوتا. وكان البطء، في كلامه يعكس مباشرة أصله الغرب أوسطي (midwestern). ويذكر أنه على قدرة رائعة لاختراق قلب المشاكل وعلى إقناع وإلهام الآخرين باتباع قيادته. عندما ينظر جيلروث إلى أحد بنظرته النافذة، وبقليل من الإيماءات، يكون قد أوضح بعض النقاط، بدون الكثير من الجدل. وبعد عدة سنوات، عندما تحولت NACA إلى ناسا، كان جيلروث قد كُلف من قبل الحكومة لرئاسة مركز سفن الفضاء المأهولة في ناسا.



الشكل 3 ـ 6 روبيرت جيلروث (1913 ـ 2000). من أوائل الخبراء في جودة الطيران والجدارة الجوية وصلاحية الطيران وطرق التصميم. لعب مؤخراً دوراً قيادياً في برنامج الفضاء ناسا.
(من : Hansen, *Engineer in Charge*, NASA SP-4305, 1987)

من الإنجازات التي تنسب لجيلروث في عقلنة جودة الطيران تقسيم بعض مميزات الطائرة إلى فئتين مقبولة وغير مقبولة، مثل قدرة التحكم الجانبي (lateral control) التي يقررها الطيار، ثم تحديد بعض المُوسِطات والعوامل الرقمية التي تجعل هذا الأمر ممكناً.

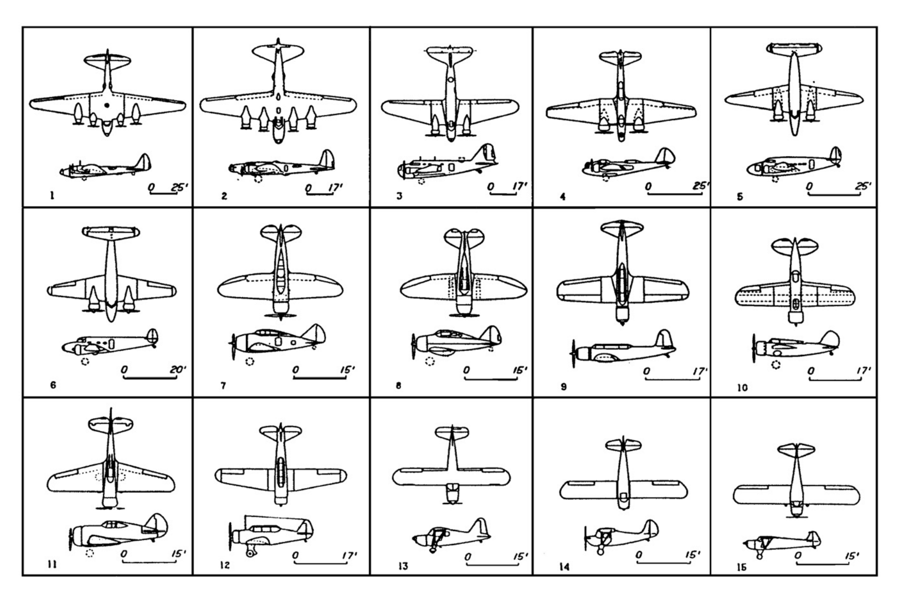
لذلك ومن أجل المُوسِطات التي قيمها أعلى من رقم مُحدد، كانت فيه جميع الطائرات مقبولة، والعكس بالعكس. وكانت الخطوةً الأخيرة تتحدد في تطوير طرق بسيطة لتثمين معيار هذه المُوسِط، طرق يمكن تطبيقها في التصميم الأولي.

الأهمية الكبرى لهذه الطريقة بأجزائها الثلاثة هي تمكين المهندسين الآن من تصميم جودة طيران مناسبة لطائراتهم على لوحة الرسم. وعلى الرغم من إثبات جودة الطيران فلا يزال اختبار الطيران مطلوباً، وأصبح المهندسون على هدى أكثر من قبل. الطريقة القديمة للقيام بالأعمال موضحة في تقرير NACA (W-81, ACR, May 1942) بعنوان تطوير جودة طيران مُرضِية للقاذفة المنقضة دوغلاس SPD-1.

وفي مناقشة المرحلة الثالثة من سلسلة الاختبارات في أيلول/سبتمبر 1939، ذكر التقرير، «أن أفضل الهيئات من هذه المرحلة قدمت لطيار يمثل [سلاح البحرية] مكتب [الطيران]، الذي اعتبر أن التحسينات التي جرت على الطائرة (SPD-1) والخاصة بجودة الطيران كانت غير كافية [في مميزات قوة التحكم]».

في عام 1941 نُشر تطبيقان للطريقة الجديدة التي وصفها كلٌّ من جيلروث ومشاركيه موريس وايت (Maurice D. White)، وتورنر (W. N. Turner) في الاستقرار السكوني الطولي وفي قدرة التحكم الجانبي على التتالي. حيث كان وايت قد لحق بجيلروث في لانغلي عام 1938. وقد تم اختيار خمس عشرة طائرة بأحجام مختلفة بدءاً من الطائرة إيرونكا ـ K وصولاً إلى الطائرة بوينغ-B 15 في أول تشكيلة.

لقد اقترح جيلروث ووايت القيمة التصميمية 0.5 لمعامل زاوية دفة الرفع بوجود زاوية هجوم، من أجل قَيد عطالة الرفاس، ولضمان استقرار الإستطاعة، والحركة الملائمة لعصا القيادة عند المناورة.

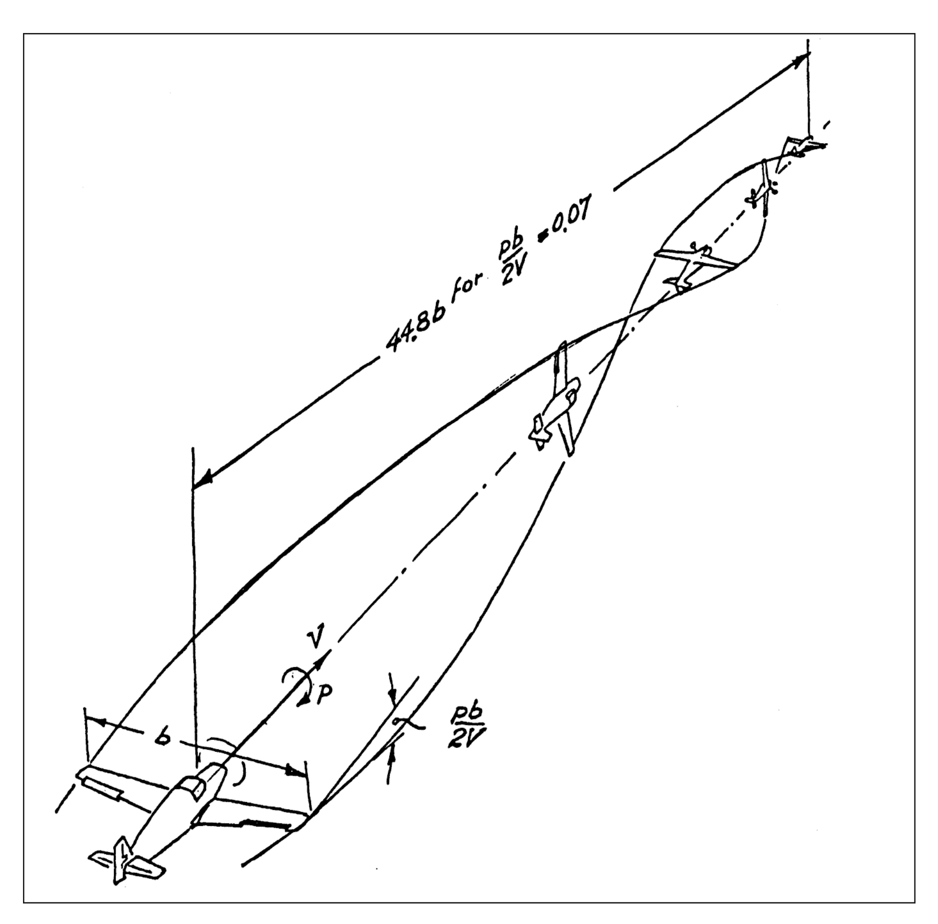


الشكل 3 ـ 7 الطائرات الخمس عشرة التي اختبرها جيلروث ووايت لتزويد طريقة لتوفير معلومات عن استقرارها الطولي (من تقرير NACA رقم 711، 1941).

في تطبيق التحكم الجانبي في الطريقة الجديدة، كان قد تم اختبار 28 تركيبة مختلفة لدفة الدحرجة (aileron) مع الجناح (wing-aileron combination)، متضمنة تبديلات الأجنحة ودفات الدحرجة لطائرتين تم اختبارهما (الشكل 3-7). وكنتيجة لهذا العمل خرج تابع معيار التحكم الجانبي وpb/2V إلى حيز الوجود. إن pb/2V هو زاوية الحلزون المعرّفة عند طرف الجناح خلال الانحراف الأعظمي لدفة الدحرجة (aileron). ثبت جيلروث وتورنر القيمة المرغوبة الدنيا لـ pb/2V عند دفة تدوير أعظمية بالقيمة 0.07 معبّراً عنها بالراديان (radian) كوحدة قياس (الشكل 3-8). كما تم تقديم تصميم بسيط ورائع حول تقنية تخمين قيمة pb/2V، بالاستناد إلى نموذج دفات الدحرجة بدرجة حرية وحيدة (الشكل 3-9).

كان عمل روبرت جيلروث السابق لأوانه في جودة الطيران قد نشر عام 1943 في مقالة عن «متطلبات جودة طيران مرضية لطائرة». ظهر هذا العمل بشكله المبوب في نيسان عام 1941. وكانت متطلبات جيلروث مثبتة في استمارة ومبوبة في ثلاثة أجزاء: **الأول**، ينطوي على المتطلبات المنصوص عليها، والثاني حول أسباب هذه المتطلبات، والمستندة عموماً إلى اختبارات

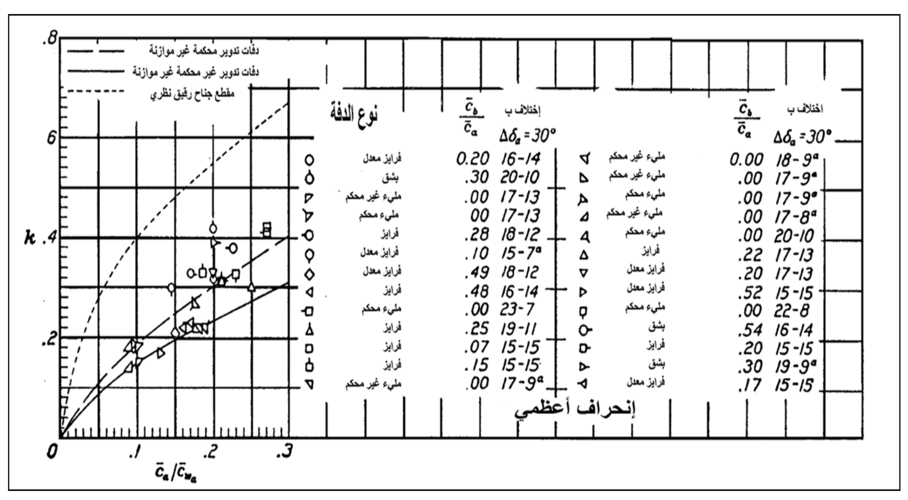
الطيران، و**أخيراً**، «اعتبارات التصميم» المرتبطة بهذه المتطلبات، مع الأساليب البالغة الأهمية التي من شأنها أن تسمح للمهندسين التوفيق بين متطلبات الطائرة على الأرض مع مكونات التصميم على لوحة الرسم.



الشكل 3 ـ 8 شرح NACA دالة معامل التحكم الجانبي pb/2V الذي طوّره جيلروث وتورنر. القيمة الدنيا المسموحة لـ bp/2V هي 0.07 راديان، تخلق زاوية الحركة الحلزونية دحرجة (roll) كاملة للطائرة عند اجتياز مسافة أمامية تساوي 44.8 من طول وتر الجناح، مهما تكن السرعة.

لقد أدخل جيلروث في عمله المنشور عام 1943 مفهوم انحراف عصا القيادة، والقوة المطبقة في المناورات، وعلاقة معيار تحكم الانحراف لكل غرام وقوة العصا بالتسارع الأرضي لكل (g). أكد فانسيتي أن التحكم بالانحراف

وقوة العصا كتابع لمعيار g كان قد تم تصوره في بريطانيا من قِبَل غيتس (S.B. Gates) (الشكل 3-10). وقبل معيار جيلروث ـ غيتس، فقد تعامل الاستقرار والتحكم مع التوازن أو مع شروط الطيران المستقيم (straight flight). وقد أطلق فيليبس (W. H. Phillips) على تكميم (quantization) المناورة بأنها واحدة من أهم مساهمات جيلروث في جودة الطيران والجدارة الجوية.



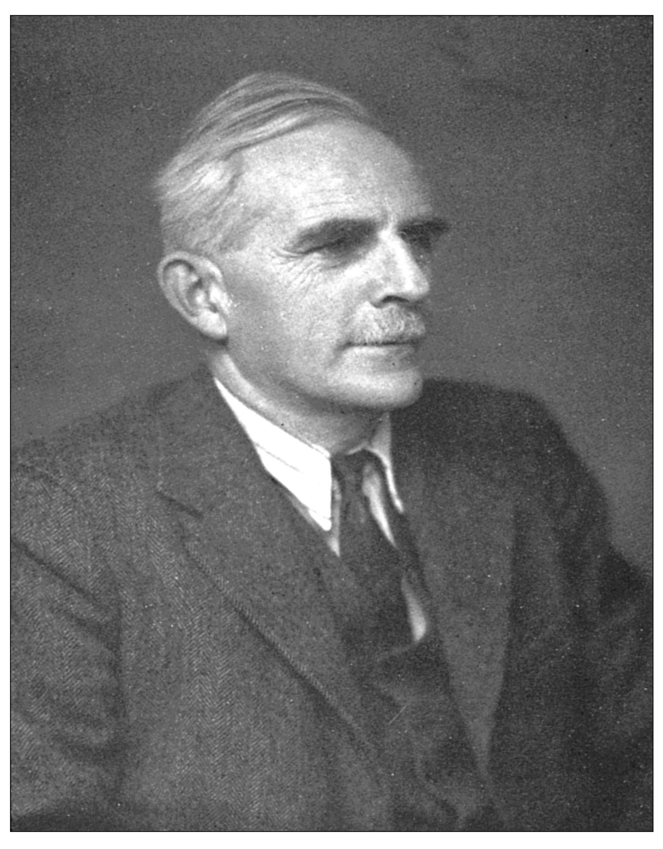
الشكل 3 ـ 9 مشتق فعالية سطح التحكم k، يبين الشكل نتائج اختبارات 28 تشكيلة مختلفة من الطائرات. لي الجناح المجدول، نظام تحكم بالشد، عدم خطية التحكم لعدد كبير من الزوايا محسوبة جميعها على القيم الدنيا من نظرية المطيار (مقطع الجناح) الرقيق لغوريت، «الخط المقطع». (من Gilruth and White, **تقرير** NACA رقم 715، 1941)

3 ـ 5 سيدني بارينغتون غيتس في بريطانيا S. B. Gates in Britain

كان لسيدني بارينغتون (باري) غيتس (Sidney Barrington Gates) مهنة رائعة كخبير في بريطانيا في موضوع استقرار الطائرة والتحكم بها، امتدّت على مدى الحربين العالميتين. كان باري قد ترك جامعة كامبريدج في عام 1914، وبكلماته، كـ «عضو غير شرعي في كتيبة المدارس الرسمية الملكية School» «Battalian of the Royal Fusiliers: رأى أحد فاقدي البصيرة في تلك الأيام أنه على الشاب اللامع بالرياضيات أن ينتسب (غيتس) إلى معمل الطائرات الملكية (RAF) التي تحولت بعدئذٍ إلى مؤسّسة الطائرات الملكية RAE، وفعلاً وجد باري غيتس محلاً له في هذه المؤسسة.

لقد بقي غيتس في RAE عضواً في لجنة مجلس بحث الطيران حتى تقاعده في عام 1972. عندما وصل نتاجه من المقالات إلى 130 مقالة، تعامل الجزء الكبير منها مع استقرار الطائرة والتحكم بها. ولقد كان نهج غيتس في هذا الموضوع قد وُصف من قبل توماس (H.H.B.M Thomas) وكوشمان (D.Küchemann) في سيرة ذاتية (عام 1974)، كما يلي:

حياة البحث الطويلة لغيتس ـ خَطّت الطريق عبر قسوة حتمية ورياضيات معقدة لحركة الطائرة وصولاً إلى وضع معيار تصميم بسيط ورائع مُستنداً في الغالب إلى بعض التبسيط النافذ للمشكلة.



الشكل 3 ـ 10 سيدني غيتس (1893 ـ 1973)، المساهم في وضع فهم الانهيار والحركة الحلزونية (Spin) للطائرة؛ صاحب فكرة نقطة المناورة والنقطة الحيادية، علاقة قوة العصا بـ g، والمسائل العديدة الأخرى في جودة الطيران. (من: Thomas and Küchemann, *Biographical Memoirs of Fellows of the Royal Society*, 1974).

كان هذا النهج منظوراً بوضوح في إبداعاته للهامش السكوني وهامش المناورة للطائرة، تلك المُوسِطات البسيطة التي تتنبأ عن جوانب عديدة لسلوك الحركة الطولية. وكان قد أطلق اسم «المركز الإيروديناميكي» على نقطة من وتر الجناح، تقع على بعد حوالى طول الوتر من الحافة الأمامية، حيث يكون عزم الرفع مستقلاً عن زاوية الهجوم. لقد صمم المركز الإيروديناميكي للجناح ليقود إلى الطرق المتداولة في تحليل الاستقرار الطولي ليحل مكان مركز ضغط الجناح.

يُذكر غيتس أيضاً بسلسة دراساته الطويلة حول حركة الانهيار الحلزونية للطائرة (spin)، التي استُهلت في كتاب **الحركة الحلزونية للطائرات** (عام 1926)، بمشاركة برايان. وقد غطّت مساهماته الأخرى في استقرار الطائرة والتحكم بها خلال عمله المهني كامل هذا الحقل تقريباً. وتضمنت تخمين المُوسِطات والمعاملات، والأجنحة المتراجعة، والانتقال إلى الإقلاع والهبوط العمودي، ومتطلبات جودة الطيران، والتعامل مع المميزات تحت سرعة الكبح الدنيا، وآثار السرعة بحدود الصوت، وتشويه سطح التحكم، وتحكم الاحتكاك، ونابض جنيح الضبط، والتحكم الجانبي، وآثار القلابات على الهبوط، والتحكم الآلي.

في عام 1942 قام غيتس برفقة مورين مورغان (Morien Morgan) بجولة لمدة شهرين في الولايات المتحدة، «حاملين مجمل تقارير RAE عن المميزات المتداولة للطائرات المقاتلة والقاذفة». وقد أجريا لقاءات مزدوجة مع النخبة الأميركية، من باحثين ومصممين الإيروديناميك في ذاك الوقت، بضمنهم هارتلي سوليه، وغاس كرولي (Gus Crowley)، وفلويد تومسون، واستمان جاكوبس (Eastman Jacobs)، وروبيرت جيلروث، وهيو درايدن (Hugh Dryden)، وكورتلاند بيركينز (Courtland Perkins)، وولتر دييل (Walter Diehl)، وجاك نورثروب (Jack Northrop)، وإدغار شمويد (Edgar Schmued)، وبيلي أوزوولد (W. Bailey Oswald)، وجورج شيرار(George Schairer)، وكيلي جونسون (Kelly Johnson)، وثيودور فون كارمان (Theodor von Karman)، وكلارك ميليكان (Clark Millikan). وعلّق مورغان على الزيارة، إن غرض ومقياس زيارة عام 1942 «الانطلاقة حول أمريكا» أظهرت مدى شهرة العملاق غيتس العالمية.

3 ـ 6 الخدمات العسكرية في الولايات المتحدة تتبع إرشاد NACA
The US military Services Follow NACA’s Lead

تبعاً لمبادرة NACA، فإن كلاًّ من القوة الجوية ومكتب سلاح البحرية للطيران في الولايات المتحدة أخرجا خصائص جودة الطيران لطائراتهم. بالتأكيد، بعد الحرب، حين اكتشف الحلفاء أن الألمان كانوا وَطّدوا، في نفس الوقت تقريباً، متطلبات جودة طيران عسكري، خاصة بهم. وفي نيسان/ أبريل 1945 قامت كلاًّ من القوة الجوية ومكتب سلاح طيران البحرية في الولايات المتحدة بتنسيق متطلباتهم، مُعترفين أن بعض المصنعين كانوا قد زودوا الطائرات بخدماتهما. لقد حصلت مواصفة القوة الجوية المطابقة على الرقم R-1815-A، وحصلت وثيقة سلاح البحرية المطابقة على الرقم SR-119A. وفي عام 1948 أُخذت الخطوة الأخيرة وأصدرت الخدمات فيهما المواصفة المشتركة لجودة الطيران العسكري وفق المِقْيَس، MIL-F-8785. حيث خضعت هذه الوثيقة لمراجعات متتالية كثيرة، وكان أكثرها أهميةً المِقْيَس MIL-F-8785B (ASG) في عام 1969.

الاختلاف الأساسي بين متطلبات NACA لجيلروث والنسخ العسكرية كان في التباينات المفصلة التي وضعها الجيش فيما بين الأنواع المختلفة للطائرة. مثلاً، في النموذج العسكري، كان التحكم بالقوة في المناورة، فيما يسمى علاقة قوة العصا بالتسارع g، قد تم تعميمها بتطبيقها على الطائرات ذات أي قيمة تحديد عامل الحمل المصمم.

لقد تَعَرّفَت الـ NACA فقط على مستوى قوتين، التحكم بالعصا للطائرات الصغيرة، والتحكم بالعجلة للكبير منها. وتم وضع المتطلبات الخاصة في مواصفات مشتركة للطائرة المعنية بالطيران في الخدمة البحرية. ولقد دخل المِقْيَس MIL-F-8785 وتنقيحاته في معظم مواصفات التدابير المتبعة في الطيران العسكري بعد عام 1948.

إن تحويل مطلب واحد معين لجودة الطيران من نسخة الـ NACA الأصلية أو نسخة جيلروث عبر مواصفات عسكرية متلاحقة يمكن تتَبُّعُها (Westbrook and McRuer, 1959). ويخص هذا المطلب الحركة الاهتزازية الطولية قصيرة الأمد، والحركة الاهتزازية هذه هي عبارة عن اهتزاز سريع نسبياً يحصل بين زاوية الهجوم وزاوية الرفع عند سرعة ثابتة نسبياً. وكان

مطلب NACA الأصلي المطبق فقط على حالة وضع العصا الحر، هو كالتالي:

عندما تُحرف دفة الرفع وتُحرر بسرعة، فإن سلسلة التغيرات الطبيعية للتسارع ولزاوية الدفة تظهر، ومن ثم تختفي بعد دَورةٍ (cycle) واحدةٍ.

لقد مضى جيلروث قدماً عام 1943 بإعطاء أسباب هذا المطلب، كالتالي:

يحدد المَطلب درجة التخامد المطلوبة للحركة الاهتزازية قصيرة الأمد بدون تحكم (controls free). وتكون درجة التخامد الكبيرة مطلوبة للحركة الاهتزازية قصيرة الأمد. في الطائرات التي لها قيمة تخميد أقل من التي تم تحديدها، يتم تحريض الاهتزاز فيها بواسطة الرياح، ثم يظهر أثره من خلال مميزات الهواء القاسية وغير المرضية. إن نسبة تحكم الاحتكاك إلى قوى الهواء هي كالتي خُمدت وخفضت بشكل عام عند السرعات العالية. عندما يظهر الاهتزاز في السرعات العالية كما في حركة الغطس (dive) وحالة الانسحاب منها (pull out)، هو، بالطبع، مرفوض جداً بسبب التسارعات ذات الشأن الضمنية المؤثرة.

كانت أول مواصفة للقوى الجوية في الولايات المتحدة، الوثيقة C-1815، مطلباً مريحاً للـ NACA، تسمح بالتخميد التام للحركة خلال دورين (2 cycles) بدلاً من دور واحد. وهذا كان قد تحقق بسبب الآراء المُجمِعة لطياري القوى الجوية والمهندسين، حيث إن الاستجابة مع عصا ثابتة كانت دائماً مُرضية، ولهذا كان الاهتزاز قصير الأمد ليس بذي أهمية في التصميم. على أي حال، وخلال ذلك الوقت من عام 1945، وبعد تفكير دقيق لصيغة تحليلية أكثر صِحةً، تكون ملائمةً بشكل أفضل للتصميم واختبار الطيران، تم وضع هذه الصيغة في التنقيح الأخير للمواصفة، «الوثيقة R-1815-B». وهو التخميد إلى 1/10 من مطال الحركة (amplitude) في دَور واحد، وهذا يطابق نسبة تخامد تساوي إلى 0.367 (ليس لها وحدة قياس).

يتجه التصميم الحديث، بشكل خاص عند الطيران على ارتفاعات عالية وبحمولات الجناح العالية، إلى إنقاص التخميد في حال كانت العصا مثبتة، بينما مع التحكم غير الردي تختفي بشكل أساسي حالة العصا الحرة. عندما تم تثبيت الوضع الابتدائي للعصا كانت متطلبات التخميد مثبتة، في المِقْيَس MIL-F-8785، وكان المستوى مثبتاً في نسبة تخميد على القيمة 0.110 أو التخميد إلى

نصف السعة في دورة (cycle) واحدة. وكان مُتَطَلَب التخميد الضعيف نسبياً مستنداً إلى خبرة NACA وتفتيش الطائرات، وقد بدا أن طياريها مرتاحين لفكرة المستوى الضعيف للتخميد. وكتجربة مهنية تم إحرازها كان مستوى التخميد يزيد مع الارتفاع العالي، وكانت متطلبات التخميد للطائرات شديدة النزعة قد عُكست وتم زيادتها ثانيةً.

هذا الشك في المستوى المرغوب لتخميد الحركة الطولية قصيرة الأمد كان نمطياً، وقد أدى إلى برامج ممولة وطموحة من قبل القوة الجوية وبرامج بحث البحرية لعقلنة خصائص الطيران. ففي الولايات المتحدة مضى اختبار جودة الطيران في الجو وفي الأرض باستخدام المحاكي حتى وصل إلى جميع أقطار العالم، وبشكل خاص إلى مخابر NACA، ومخبر كورنيل للطيران، وشركة النظم التقنية المحدودة، NATC Paluxent River، وميدان رايت، وإلى جامعة برينسيتون. في نفس الوقت أصبحت بريطانيا، وألمانيا، والمخابر الفرنسية أيضاً ناشطة في تفتيش جودة الطيران.

تحت رعاية القوة الجوية للولايات المتحدة، كان مخبر كورنيل للطيران قد استخدم الاستقرار المتغير في المقاتلات النفاثة لتنفيذ هجوم نظامي بهدف استيضاح فعل تخميد الحركة الطولية قصيرة الأمد. وكان روبيرت هاربير (Robert P. Harper) وتشارلز تشالك (Charles R. Chalk) قد أدارا التجارب مع تخميد وتردد متغيرين عند مستويات ثابتة لقوة العصا وتوضعها كتابع للتسارع الأرضي. وكانا قد وجدا ضالتهما متمثلة في مكونة من تركيبات التخميد الجيد والتردد الطبيعي، محاطة بمناطق بين مقبولة إلى ضعيفة.

لقد أخضع هذا العمل والجهود المماثلة إلى تنقيحات متلاحقة من المِقْيَس MIL-F-8785، وصولاً إلى التنقيحة النهائية «C» التي صدرت في تشرين الثاني/ نوفمبر من عام 1980. ومنذ ذلك الوقت، كانت التنقيحات والمؤتمرات الساعية لترصين المواصفات لمستخدميها في الصناعة قد أرشدت إلى مواصفات أكثر دقّة. في نقطة واحدة، كان مكتب سلاح البحرية في الولايات المتحدة قد طلب من شركة النظم التقنية المحدودة، البحث عن أي عجز في المواصفة. والتقرير الناتج من (Stapleford, 1970) كان قد صَدَر بعنوان «Outsmarting Mil-F-8785 (ASG)». يمكن إيجاد ملخصات جيدة عن التنقيحات في أوراق تشالك (Chalk) لعام (1969)، وأشكيناز (Ashkenas) لعام (1973).

3 ـ 7 متطلبات الجدارة الجوية المدنية Civil Airworthiness Requirements

تُنتَج الطائرات العسكرية وفق توصيفات جودة الطيران المتكاملة. وُتطبق هذه التوصيفات وفق التزامات تعاقدية بين المُصنِّع والزبون العسكري. من جهة أخرى، فإن توصيفات جودة الطيران للطائرات التجارية لم تكن محكومة بعقود مع زبائن فرديين، لكن بالأحرى مع وكالات حكومية، ممثلة لحماية الطيران المدني.

تكون متطلبات جودة الطيران المدني موجودة في وثائق متطلبات الجدارة الجوية. والالتزام بمعايير الجدارة وصلاحيات الطيران يتم إثباته في اختبارات الطيران، حيث تقود إلى منح شهادات جدارة جوية وحرية تسويق الطائرة. وتكون متطلبات الجدارة الجوية المدنية هي الحد الأدنى الذي يضمن السلامة. ويكون لها هدف مختلف عن المتطلبات العسكرية التي لا تعني السلامة فقط، بل أيضاً فعالية الطائرات العسكرية عند تنفيذ مهامها. لذا، نجد أن متطلبات الجدارة الجوية وصلاحية الطيران المدني تكون أقل توصيفاً من المتطلبات الخاصة بالطائرات العسكرية. وهذا هو مفتاح التباين بين المجموعتين من المتطلبات.

3 ـ 8 مواصفات خصائص الطيران العالمية World-Wide Flying Qualities Specifications

كما هو مشار إليه سابقاً، كان سلاح الجو الألماني في الحرب العالمية الثانية يعمل وفق مجموعة من متطلبات جودة الطيران التي تعود إلى مجموعة جيلروث لعام 1943. إن نمو الطيران المدني بعد الحرب العالمية قاد إلى بذل عدد من الجهود الوطنية والعالمية لتحديد متطلبات جودة طيران جديدة، من أجل عقلنة تصميم الطائرة، وتثبيت التدابير المتخذة في كل قطر، والترخيص الدولي للطائرة المدنية. إن الهدف من الاتفاق الدولي على جودة الطيران المدني المعياري هو مسؤولية منظمة الطيران المدني الدولي (ICAO)، التي تعتبر كذراع للأمم المتحدة، يبيّن الملحق رقم 8 معايير ICAO في التعامل مع الجدارة الجوية وصلاحية الطيران، التي تتضمن جودة الطيران الملائمة (Stinton, 1996).

كان اعتماد المعايير لكلٍّ من المَركبات العسكرية والمدنية يتم من قبل الدول بشكل منفرد. وفي مقطع سابق كان قد سُجل تطور في مواصفات جودة الطيران العسكري والمدني في الولايات المتحدة، وأن تطورات مشابهة قد

أخذت مكاناً لها في جميع أنحاء العالم. والمواصفات العسكرية البريطانية موجودة في منشورات .UK DEF STAN . وبشكل خاص، في -DEF STAN 00 970، الصادرة في عام 1983، وهي مكافئة للنموذج الأمريكي MIL-F-8785C إذ تتوفر فيها نفس المعلومات (Cook, 1997).

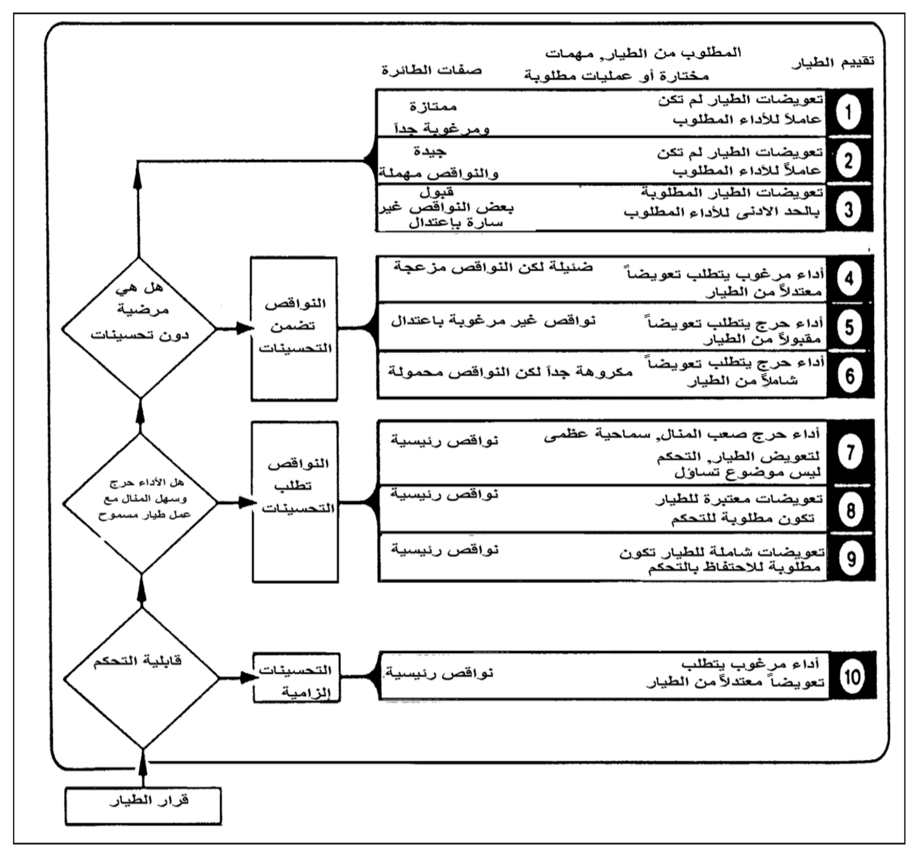
كانت متطلبات جودة الطيران المدني البريطاني مندرجة بشكل أوّلي في BCAR، أو متطلبات الجدارة الجوية لقانون الطيران المدني البريطاني. ويتم الآن تطبيق المعايير الأوروبية، كما هي في متطلبات الطيران المشترك الأوروبي، أو جار (JAR)، الصادرة عن إدارة الطيران المشترك (JAA). إن الصيغ التي تعتمدها الولايات المتحدة هي قوانين الجو الفيدرالي، أو فار (FAR)، والأجزاء 21، 23، 25، و103 هي التي تتعامل مع الطائرات. إن صياغة متطلبات الجدارة الجوية للاستقرار والتحكم الواردة في FAR هي نفس متطلبات جيلروث لعام 1943، التي كانت أيضاً معنية بالحد الأدنى من المتطلبات وليس الحد الأمثل (optimum).

3 ـ 9 نماذج النظام المكافئ وتقييم الطيار Equivalent System Models and Pilot Rating

أُعلن أن المواصفة MIL-F-8785C لجودة الطيران العسكري لعام 1980 قد بلغت القمة في تمثيل صلاحية الطائرات من خلال توابع (functions) تحويل تقليدية (انظر الشكل 20 ـ 4)، وتم توسيع توابع التحويل للطائرات ذات الهيكل العاري (bare airframe) بإضافة تخميد صنعي بسيط وتغذية متقاطعة، عند الحاجة. في حركة الرفع، وبافتراض أن سرعة الطائرة ثابتة يكون تابع التحويل لهيكل الطائرة العاري عبارة عن كسر بَسْطُه من الدرجة الأولى ومقامه من الدرجة الثانية. ويكون دخله هو أمر تحريك دفة الرفع، وخرجه هو السرعة الزاوية للغوص والتسلق. يتم تعريف تابع التحويل بثلاثة مُوسِطات أو عوامل هي: التردد الطبيعي ونسبة التخميد في المقام، والثابت الزمني في البسط. يطلق على نماذج تابع التحويل التقليدي للهيكل العاري بـ «الأنظمة المكافئة» (equivalent systems) لأنها هي فقط التي تستطيع مقاربة توابع تحويل الأنظمة المعقدة، وأنظمة تحكم الطيران المتزايدة، إلى أنظمة القيادة المتزايدة وإلى أحدث أنظمة فوق متزايدة فيما يخص الهياكل غير المستقرة. إن استخدام أيٍّ من نماذج النظام المكافئ كان قد وضع لتوصيف جودة الطيران الطولي

والعرضي المبين في الفصل العاشر تحت عنوان «مناورة الطائرة التكتيكية».

لقد أُعلن أن المواصفة MIL-F-8785C في عام 1980 قد بلغت قمة أخرى في تطوير جودة الطيران كعلم، وهي تعيين مقياس عددي للتعبير عن رأي الطيار. ففي عام 1950 قام بارنيز (A. G. Barnes) من المملكة المتحدة باستخدام الأحرف الأولى G ،M ،B للتعبير عن الحالة جيد، وسط، وسيّئ، بالإضافة إلى الإشارات + و ـ كدليل للزيادة أو النقصان. ويتدرج المقياس العددي من 1 حتى 10، كما اقترحه جورج كوبر (George E. Cooper) في عام 1960. ولقد استخدمت المواصفة MIL-F-8785C مقياس التقييم لكوبر ـ هاربير (الشكل 3 ـ 11)، الذي جمعت فيه أسطورة وكالة الناسا وغالسبان (Calspan)، (Cooper and Harpier, 1969).



الشكل 3 ـ 11 مقياس تقييم الطيار العددي لكوبر ـ هاربر، هو الآن المِقْيَس النهائي. (ناسا TND-5153، **1969).**

يعود مقياس التقييم لكوبر ـ هاربير في الأصل إلى مدرسة الطيران، في جامعة غرانفيلد (Harris [et al.], 2000) والذي صمّم للتعامل الأفضل مع طائرة حديثة نوع قيادة بالسلك (fly by wire). والمقياس الجديد المقترح، كان قد دُعي «بمقياس غرانفيلد لتقييم خصائص قيادة الطائرة». (Cranfield Aircraft Handling Qualities Rating Scale) أو CAHQRS، آخذين بالاعتبار خمسة عوامل ـ الحركة الطولية، والحركة الجانبية، والاتجاه، ودفة الضبط، والتحكم بالسرعة ـ وسلوك تقدير القيمة (التقييم) في المهام الفرعية العائدة إلى نموذج مقياس كوبر ـ هاربر، وإلى المقياس الحرج أيضاً. كان الـ CAHQRS. قد تم اختباره أولاً على محاكي طيران. وأبعد من ذلك فقد دَعت الحاجة إلى تجربة إضافية مع هذا التقريب الجديد لتأكيد المنافع المتوقعة والعائدة إلى معيار كوبر هاربر.

تتضمن المرحلة التالية من هذا الفتح التاريخي لعلم جودة الطيران مستوى جديداً من الحرفية، من خلال تجريد الموضوع من تقييد الأنظمة المكافئة. فكانت النماذج الرياضية للطيار البشري باعتبارها جزءاً من المَركبة قد تم دَمجها مع النموذج الرياضي للطائرة ومع نظام التحكم وتم مُعالجتها كنظام واحد مُدمج. إذاً الفلسفة البشرية والنفسية هي الآن مدوّنة في دراسة متطلبات جودة الطيران. وتمّت معالجة هذه التطويرات الهامة في الفصل الحادي والعشرين، تحت عنوان «أبحاث جودة الطيران تتقدم مع الزمن».

3 ـ 10 الثورة المضادة The Counter Revolution

في أواخر عام 1980 كانت أنواع من الثورة المضادة لجودة الطيران قد أخذت مكاناً لها، وهي تُعَبّر عن تراجع مواصفات جودة الطيران العسكري الرسمية. ففي عام 1987 ظهرت الوثيقة الجديدة ميل ـ ستاند ـ 1797 (USAF)، التي تعبّر عن جودة طيران المركبات المُقادة، تدعى «المعيار العسكري»، وهي ليست إلا تمييزاً لشكل خاص من أشكال جودة الطيران. يتم ملء الأعداد الفعلية المطلوبة في الفراغات خلال المفاوضات بين مصممي الطائرات وممثلي العملاء والصناعيين. وكما شرحها شارل ويستبروغ، كانت الفكرة ترك مستخدمي المواصفات العسكرية يعلمون التالي «نحن ليس لدينا كلُّ شيء نابعاً من الأرض، ويجب على الصناعة تبني بعض القرارات في صناعة التطبيقات».

لقد رافق المعيار العسكري الكثير من الكُتيبات، خُصّص فيها موضوع التوجيه

بفراغات لإملائها وبتطبيق المتطلبات. وكانت الكُتيبات مُحدودة التوزيع بسبب «دروسها التعليمية» المتضمنة تصنيف مميزات طائرة القتال. كان المعيار العسكري المُطور لجودة الطيران مرتبطاً بكل من روجير هوه (Roger H. Hoh) من شركة النظم التقنية المحدودة، ومع يستبروغ، دافيد مورهاوس (David J. Moorhouse)، ولاحقاً روبيرت وودكوك (Robert J. Woodcock) من ميدان رايت.

لقد شكّل وريث المِقْيَس الرسمي MIL-F-8785 جزءاً من التوجه العام بعيداً عن المواصفات العسكرية الصارمة، مع محاولة الحكومة التخفيف من إدارة الأعمال الصناعية المفصلة والدخيلة. بالنتيجة قال مصممو الصناعة، «حرّرونا ودعونا نعطيكم المنتج الأخف، الأفضل، والأرخص» و«التوقف عن استعمال أطنان التقارير التي تبين الإذعان لمتطلبات غامضة». بعض الروايات المرعبة التي جاء بها أهل الصناعة بَدَت وكأنها تثير هذه النقطة. فالمعيار العسكري بالحقيقة هو مثالي من أجل عمليات لـ «أعمال غير مرغوبة»؛ لا يحبها رؤساء المؤسسات أكثر من المدراء العامين.

مهما يكن، بدا وكأن المعيار العسكري يُذكرنا بالأيام القديمة السيئة، حيث كانت المتطلبات المضللة لعام 1930 قد برهن بطلانَها الطيارون والمهندسون بالاستناد إلى أمثلة خاصة وحسية، كما لو أن طريقة جيلروث الرشيدة لم تخترع مطلقاً. وإن تبرير أنواع جودة الطيران من أجل الثورة المضادة هي المرونة الهائلة التي زودت مصممي الاستقرار والتحكم بالجيل الجديد من أنظمة تحكم الطيران العددية.

في الواقع، من الممكن الآن الحصول على طائرة وفق أي نوع من أنواع جودة الطيران يمكن أن يتصورها أحد. بحيث تستطيع عصا جانبية صغيرة أن تحل مكان العصا التقليدية في قُمرة القيادة. كما يؤدي تحريك العصا إلى اليمين أو إلى اليسار أو وفق التحكمات المُقيّدة إلى تطبيق عزوم دحرجة مباشرة على الطائرة. بدلاً من ذلك، يمكن أن تكون النتيجة مباشرة على زاوية التفاف، وسرعة دحرجية ثابتة، أو حتى على تغير في زاوية الاتجاه. وبتحرير قيود المِقْيَس MIL-F-8785 القاسية، تستطيع وكالة التحصيل أن تأخذ ميزات نظم التحكم الفطرية الإبداعية المُقترَحة من المتعاقدين.

إن قابلية أنظمة تحكم الطيران المتطورة على تزويد أي نوع من أنواع

جودة الطيران يمكن تصورها بأنها قد جلبت ملاحظات تحذيرية وفقاً لفيليبس، مبينة كالتالي:

كانت قوانين الطبيعة مناسبة جداً لمصممي أنظمة تحكم الطائرات تحت الصوتية القديمة المُقادة يدوياً. وكانت لهذه الأنظمة مميزات عديدة مرغوبة يتم تنفيذها بسهولة، ولم يتحقق ما هو بأهميتها حتى تم تجريب نماذج جديدة من الطائرات ذات أنظمة التحكم الإلكترونية.

وكان لدون بيري (Don Berry) كبير مهندسي مركز بحوث درايدن في وكالة الناسا رؤية مماثلة:

«لدينا أنظمة جديرة بإعطاء تشكيلات واسعة من استجابات التحكم، ولكننا لسنا متأكدين من أيٍّ من هذه الاستجابات أو الأنمطة هي المرغوبة».

خطوة أخرى في تجريد مواصفات جودة الطيران المنطقية لجيلروس (Gilruth) تجلت في الظهور الحالي لهيئات التقييم المستقلة، المحملة بتسلط مستويات جودة الطيران (وبعض الأداء) للطائرات الفردية. تشكلت هذه الهيئة، التي تدعى «فريق التقييم المستقل» من أجل طائرة التدريب الجديدة T-45A للبحرية. وقد تضمن أعضاء فريق T-45A أساتذة كباراً ومهندسين خبراء، أمثال وليام كوفين (William Koven)، غرانت هيدريك (I. Grant Hedrick)، جوزيف تشامبيرس (Joseph R.Chambers)، وجاك ليندِن (Jack E. Linden).

3 ـ 11 مشاكل الاقتناء Procurement Problems

وفي كلتا الحالتين، سواء كانت جودة الطيران لطائرة قد حُدّدت من خلال توصيف معياري كالمِقْيَس MIL-F-8785 أو من خلال المفاوضات المتضمنة لمعيار عسكري، فقد بقيت مشكلة الحصول على طائرات جديدة تواجه متطلبات جودة الطيران. بمعنى آخر، يبقى علم جودة الطيران بدون جدوى ما لم تستوفِ الطائرات المعايير المُطوّرة من قبله.

في السنوات الأخيرة، بدا وكأن الطائرات الجديدة المشتراة من القوات المسلحة الأمريكية قد صُمّمت بجودة طيران فقيرة. وكان قد رصد لضباط البرنامج المال ما يكفي لإنتاج عدد محدد من الطائرات بحسب الخطة. فالعمل العسكري يستند إلى التوفيق بين الكلفة وتحقيق البرامج المطلوبة. وهذه كانت مجالاً للتفائل بداية، وذلك لاحتمال بيع البرامج وفق هذه المفاهيم المتصارعة، والطائرات.

إن الجمع بين ضغوط العمل العسكري وتكاليف متفائلة وجدول أهداف يقود عادة إلى برنامج «تزامني» مخيف (للمهندسين). تُباشر أدوات الإنتاج وبعض وسائله العمل بشكل يتزامن وتصميم الطائرة والاختبارات، مفضلين ذلك على أن يباشر بالعمل بعد استكمال جميع المستلزمات. وعندما يحصل لاحقاً عيوب في جودة الطيران وفق البرنامج المتزامن، يتم إجراء تعديلات في أجزاء تخص أدوات ووسائل لإنتاج، وهذا أمر طبيعي ولم يعارضه ضباط البرنامج ونظراؤهم في الصناعة.

هنالك ثلاثة برامج جديدة مرموقة متزامنة هي: الطائرة فيكينغ S-3 المضادة للغواصات تصنيع شركة لوكهيد، والطائرة الخفية القاذفة B-2، وطائرة سلاح البحرية للولايات المتحدة T-45A المستخدمة في التدريب على صواريخ هوك الجوية الإنكليزية، قد بدأت تصنيعها شركتا ماكدونيل دوغلاس/ بوينغ. وتشارك الطائرة لوكهيد S-3 الطائرة ماكدونيل دوغلاس/ بوينغ T-45A بمتطلبات جودة الطيران للطائرات المنطلقة من الحاملات، التي سيتم مناقشتها في الفصل الثاني عشر.

3 ـ 12 الطائرات متغيرة الاستقرار تلعب دورها Variable Stability Airplanes play a Part

الطائرة متغيرة الاستقرار عبارة عن طائرة بحث نستطيع من خلالها الحصول على مميزات الاستقرار والتحكم الصنعية لطائرة أخرى. حوالى عام 1946 كان ولديمار بروهاوس (Waldemar O. Breuhaus) قد جَيّر هذا الاختراع لوليام كوفمان (William M. Kauffman)، في مركز بحوث أميس التابع للناسا، (Breuhaus, 1990). تلك الرواية المشوقة التي قالها بروهاوس لكوفمان عندما نظر من خارج النافذة، في حقل طيران أميس، ليشاهد ثلاث مقاتلات قاذفة طراز رايان FR-1 تقف واحدة بجانب الأخرى. وكان لكل طائرة FR-1 منها زاوية جناح ثنائية مختلفة عن الأخرى. وقد تم تعديل هذه الطائرات إلى درجة بحيث لا تجد في اختبار الطيران أدنى قيمة لزاوية الجناح الثنائية يقبل بها الطيار أثناء الطيران. قال كوفمان، وفقاً لستيف بيلسلي (Steve Belsley) وآخرين، «كان لا بد من وجود طريقة أفضل».

كان مركز بحوث أميس قد عدل الطائرة غرومان هيلكات (Grumman F6F-3 Helleat) لتكون أول طائرة تتمتع باستقرار متغير من خلال وجود آلية تعمل على تحريك دفات الدحرجة استجابة لزاوية الانزلاق المقاسة. لهذه الغاية

استخدم موتور مخدم كهربائي (servo motor) أخذ من سواقة برج المدفع للطائرة B-29، ليعمل على شد ودفع قضيب دفة دحرجة (aileron) الطائرة F6F توافقاً مع دخل عصا الطيار. مع هذا التدبير المتلازم، تكون عصا القيادة عاملة بالتنسيق مع موتور المخدم استجابة لزاوية الانزلاق المقاسة. ويكون هذا مناسباً للطيار الآلي (autopilot)، حيث كان غالباً مقبولاً بل ومرغوباً به أن تعكس قيادات الطيار دخلاً من طيار آلي. مع ذلك، فإن هذا لم يخدم وظيفة الطائرة متغيره الاستقرار، حيث كان من المفترض أن تتصرف آلية الاستقرار المتغير بشكل هادئ لا يلفت انتباه الطيار.

في حالة الطائرة الطليعية F6F-3 متغيرة الاستقرار، تكون حركات عصا الطيار مخمدة تقريباً باستخدام نظام بارع يعمل على حذف عزم المفصل الإيروديناميكي الناتج من انحراف دفات الدحرجة. وهذا يمكن تحقيقه بقيادة جنيح لدفة الدحرجة من خلال محرك مخدم خاص به، الذي يُقاد بجزء من الإشارة التي كانت قد استخدمت لقيادة شد ودفع قضيب دفة الدحرجة.

كانت الطائرة F6F-3 متغيرة الاستقرار في الثلاثين سنة اللاحقة قد أُتْبِعت بعشرين طائرة أخرى من نفس الطراز. وكان معظمها قد تم بناؤه في كلٍّ من؛ NACA/NASA مخابر كورنيل للطيران، وفيما بعد من غالسبان؛ مركز الفضاء الألماني، ODLR؛ ومؤسسة الطيران الملكية، فيما بعد DERA، وجامعة برنيسيتون، ومجلس البحوث الوطني الكندي، وبوينغ، ومكاتب البحث في فرنسا واليابان التي شاركت أيضاً ببنائها.

كانت التسويات غير المنضجة للطائرات الأولى قد مهدت الطريق لوسائل أكثر حرفية لأنواع متباينة من استقرار الطائرة والتحكم بها، كما شوهدت من قبل طياري الاختبارات. وكذلك كانت النماذج الأخيرة، مثل محاكي الطيران الكامل في طائرة غالسبان، أو TIFS، وطائرة بحث الاستجابة المتغيرة لجامعة برينسيتون، أو VRA، التي تملك إمكانية توليد قوة جانبية خاصة لسطوح التحكم.

3 ـ 13 الطائرات متغيرة الاستقرار للتدريب Variable-Stability Airplanes as Trainers

لقد كانت أهداف معظم برامج الاستقرار المتغير إمّا لتطبيق طريقة جيلروث للحصول على متطلبات جودة طيران من خلال تعريض الطيارين لمستويات مختلفة من الاستقرار والتحكم، أو لعرض مميزات الطيران لطائرات المستقبل

بهدف التطوير. على أية حال، وبمحض مصادفة، تم التصدي للاستعمالات المختلفة للطائرات متغيرة الاستقرار، حيث تبين تقارير بروهاوس (Breuhaus) أن جيفورد بول (Gifford Bull)، مهندس المشروع وطيار الأمان للطائرة غالسبان B-26 متغيرة الاستقرار، كان يدردش مع أعضاء في المدرسة البحرية لطياري الاختبارات التابعة لمركز باتوكسنت ريفر للاختبار الجوي في سلاح البحرية. وكانت الطائرة B-26 الموجودة في باتوكسنت تقوم بتشغيل برنامج اختبارات سلاح البحرية على جودة الطيران الدنيا للحركة الطولية الممكن التعامل معها، والطيران فيها، في ظروف الطوارئ. وقد كان العاملون في مدرسة الطيارين آنذاك مصدومين بما رأوه ومُثل لهم.

الطائرة متغيرة الاستقرار هي الوسيلة الوحيدة المناسبة لتكون صفاً تدريسياً طائراً أو مخبراً في المدرسة لشرح العدد الضخم من مؤثرات جودة الطيران التي لا يمكن حصرها بسرعة وبسهولة.

في سباق اختباري جرى في عام 1960، واعتبر كنجاح تلقائي وسريع بحيث وَسِّع البرنامج ليحتوي على مدرسة القوة الجوية لفحص الطيارين في قاعدة أدواروز، وليضيف طائرة ثانية من طراز B-26، ثم استبدال الطائرة القديمة B-26C نهائياً بالطائرتين ليرجت Learjet طراز 24S. وفي نهاية عام 1989 كان ما يقارب 4000 من الخدميين، والصناعيين، والمهندسين والطيارين العائدين لـ FAA زودوا بالتعليمات أو الإيضاحات اللازمة لاستخدام طائرات ليرجت والطائرة B-26C متغيرة الاستقرار.

في تطبيق حديث جداً لطائرة تم تعديلها لكي تطير كطائرة تدريب، فقد استخدمت الناسا الطائرة غرومان غولفستريم (Grumman Gulf Stream G-2) طراز G-2 بتكوين ذي كبح كبير (high drag configuration) للقيام بتدريب الطيارين على التحليق والحط الحاد للمكوك الفضائي، وفق نموذج الهبوط السريع، الذي يبدأ من ارتفاع حوالى 30000 قدم.

3 ـ 14 مستقبل الطائرات متغيرة الاستقرار The Future of variable-Stability Airplanes

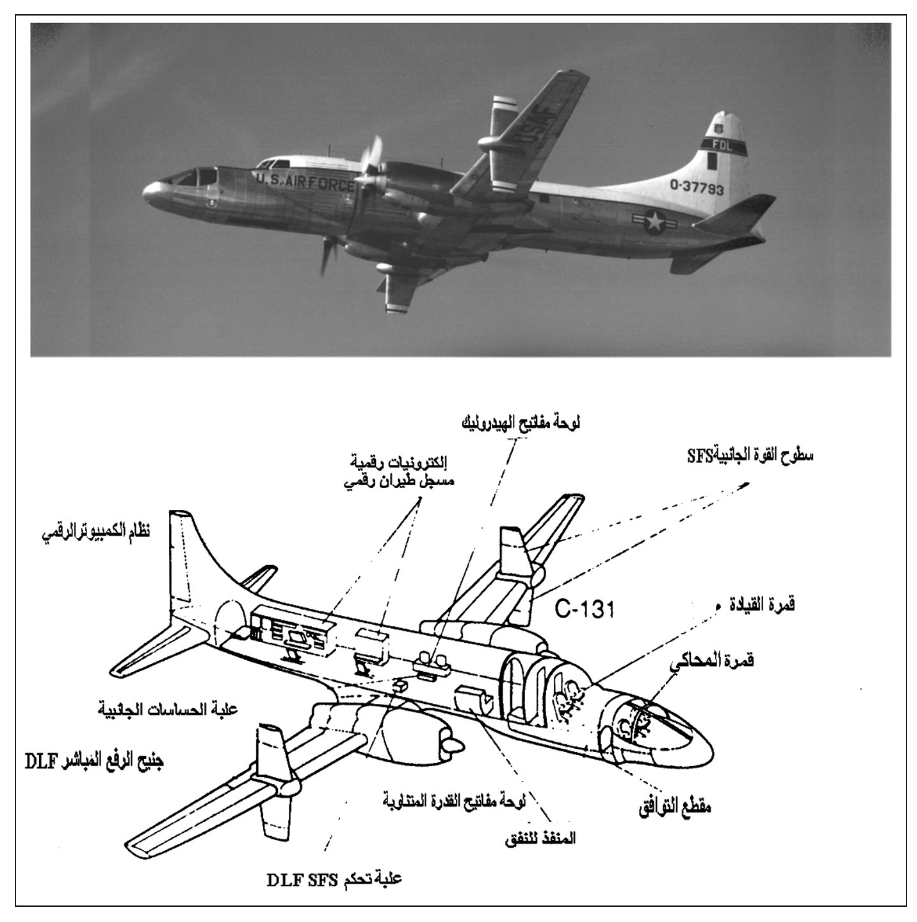
كان للمهندسين في وكالة الناسا، وكالسبان، وDERA، وNRC كندا، وجامعة برينسيتون، ومخابر أخرى في أوروبا وآسيا الكثير ليفعلوه في تطوير

الطائرات متغيرة الاستقرار. وكان باستطاعتهم إحراز إنجازات معتبرة باستخدام هذه المركبات. لقد سلّطت الطائرات متغيرة الاستقرار الضوء على كثير من المسائل الحرجة، مثل دحرجة الطائرة بنسب زاوية دحرجة إلى زاوية اتجاه لتحقيق تخميد مناسب للحركة الاهتزازية السريعة الجانبية للمناورة (Dutch roll)، وبمستويات مسموحة لتباعد الحركة الحلزونية، كذلك تأثير جودة طيران الحركة الطولية في أجهزة نظام الهبوط الآلي ILS وفي تقاربات الطائرة للحط. أيضاً كانت الطائرات متغيرة الاستقرار قد وفرت نظرة تحضيرية لجودة طيران الطائرات الجديدة الأساسية مثل كونفير هوستلار B-58، (Convour B-58 Hustler)، وروكويل X-15 (Rockwell X-15) وXB-70، B-1، والمكوك الفضائي المداري، ولوكهيد A-12 وF-117A وغرومان X-29A، (Grumman X-29A)، ومشاريع هياكل رفع مختلفة؛ والطائرة كونكورد الأنغلوفرنسية، قبل أن تقوم هذه الطائرات الجديدة بالتحليق.

كانت الطائرة TIFS، (Total In-Flight Simulator) المستندة إلى إعادة هندسة طائرة النقل كونفير C-113B، تَملُك وظائف منتجة جداً (الشكل 3-12). وكان مهندسو غالسبان قد زودوا الطائرة TIFS بالقدرة على إضافة قوى وعزوم إيروديناميكية بـ 6 درجات حرية. لقد تم نقل تجهيزات اختبارات الطيران من حجرة الطيار إلى الأمام داخل أنف الطائرة، بينما بقي التحكم بمجموعة الأمان من قمرة (كبين) الطيار العادي. وتم الشروع بحوالى 30 مشروع بحثٍ على هذه الطائرة. ومعظمها كان يشمل بحث جودة الطيران؛ عشرة برامج منها كانت على الطائرات الخاصة .أيضاً كان للطائرة متغيرة الاستقرار T-33 وظيفة منتجة، وحلقت لأكثر من 8000 ساعة طيران إلى حدّ الآن. كذلك، تحقق تطبيق جديد على الطائرات متغيرة الاستقرار أفاد به مركز الفضاء الألماني DLR، وفيه قام محاكي الطيران أتّاس ATTAS بتحقيق قوانين تحكم طيران يدوية لصالح طائرة النقل المستقبلية ايرباص ذات «110» مقاعد.

على الرغم من هذا السجل الرائع، توجد أسباب للنظر في القيود المستقبلية لاستخدام الطائرات متغيرة الاستقرار في هندسة تطوير طائرة جديدة. العقبة الأساسية هي الصعوبة العملية في تحديث وصيانة كمبيوترات قواعد المعطيات الواسعة والضرورية لتمثيل النماذج الرياضية لتحكم الطيران الرقمي المعقد وأنظمة الإظهار، والأنظمة اللاخطية، وقواعد المعطيات الإيروديناميكية متعددة المتغيرات. كما ينبغي أن تكون صيانة قواعد المعطيات الحالية سهلة

ومتأصلة من أجل المحاكيات الأرضية المحلية المتحكم بها، مقارنة بالطائرات متغيرة الاستقرار التي يتم تشغيلها من قبل وكالات أخرى في مواقع بعيدة.



الشكل 3 ـ 12 الطائرة متغيرة الاستقرار TIFS (محاكي طيران كامل)، بَنَتها غالسبان عن طائرة سلاح الجو كونفير C-113B. تستطيع الطائرة توليد رفع مباشر وقوة جانبية (من: Phillips, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, July-August 1989).

قيود أخرى على الاستخدام المستقبلي للطائرات متغيرة الاستقرار في هندسة تطوير طائرات خاصة لها علاقة بقمرة القيادة ذات البيئة المحددة، التي يكون فيها تفاصيل التحكم موصوفة بشكل صحيح، كذلك المظهرات (displays)، وترتيب النوافذ، وكلها عناصر هامة في محاكاة مُقلد استقرار وتحكم صادق. ربما يكون من الصعوبة توفير طائرة متغيرة الاستقرار ومتعددة

المهام في آن واحد، فالمواءمة الصحيحة للتسارعات التي يشعر بها الطيار تكون أيضاً مطلوبة. وعلى الرغم من أن الطائرات متغيرة الاستقرار تعمل على تزويد الطيار بكلٍّ من التسارع والأوامر المرئية، فكلاهما لا يمكن تمثيلهما بشكل صحيح، جنباً لجنب مع حركات الطائرة. وما لم تطر الطائرة متغيرة الاستقرار بنفس سرعة الطائرة المراد محاكاتها عندما تبدأ المحاكاة، وما لم يكن بُعد الطيار عن مركز ثقل الطائرة على نفس المسافة في كلتا الحالتين.

من النادر أن تكون كل هذه الشروط مرضية، ما عدا بعض عمليات محاكاة التقرب للهبوط. على سبيل المثال، استخدمت جامعة برينستون طائرة البحث VRA للطيران بسرعة 105 عقدة لمحاكاة طيران مكوك الفضاء المداري بسرعة 1.5 ماخ. يمكن الاحتفاظ بمؤثرات تسارع الطيار في إطار عدم تطابق سرعة هذا النوع من التحول في خرج الطائرة متغيرة الاستقرار، التي يمكن بلوغها باستخدام سرعة زاوية انعراج (yaw) عالية جداً (Stengel, 1979). بالمثل فإن عدم تطابق موضع الطيار يتم تصحيحه بشكل مريح من خلال التحول بزاوية الانزلاق. وإذا تم تطبيق هذه التحولات بشكل صحيح فإن مؤثرات تسارع الطيار، والمنبهات البصرية ستكون متاحة بشكل غير صحيح. يوجد مخطط بديل لتوفير منبهات صحيحة لتسارع الطيار تعتمد على قدرات المركبات المتطورة في توليد القوة الناظمية والجانبية المباشرة مثل الطائرة TIFS.

في العموم، فإن مقصورة القيادة في الطائرات الحديثة يمكن تمثيلها بسهولة إلى حدٍّ ما في المحاكيات الأرضية. كذلك يمكن توفير المنبهات البصرية بشكل صحيح. يوجد أيضاً تخلف مقلق في أنظمة الإسقاط (projection systems). والخسارة الكبرى في واقعية ألمحاكيات الأرضية، مقارنةً بالطائرات متغيرة الاستقرار، تأتي من التنازلات أو من الخسائر في مؤثرات الطيران الفيزيائية على جسم الطيار. وبالإمكان محاكاة هذه التأثيرات بوسائل ميكانيكية بتطبيق ضغوط على جسم الطيار من خلال التحكم بمحركات مخدمة تبعاً لقيمة الضغط. في وقت مبكر كان بيلسلي (Belsley) قد وفر في عام 1963 ورقة موجزة في هذا المجال. وفي وقت لاحق، استعرض أشكيناز (1985) وبارنس (1963) فائدة دفة استجابة المحاكيات الأرضية في عمل جودة الطيران.

هناك مشكلة كبيرة قابلة للنقاش متعلقة باستخدام الطائرات متغيرة المهام. يشير فيليبس إلى أنه لدى روبرت جيلروث دراسات أصلية متداولة عن الجودة، مخالفة

لما يتوقعه الكثير من الناس، والطيارون كانوا راضين عن القيم الأقل بكثير من الحد الأقصى لسرعة الدحرجة في الطائرات الكبيرة عنها في الطائرات الصغيرة. وتنعكس هذه النتيجة على معيار القبول pb/2V، الذي يسمح بنصف القيمة العظمى لسرعة الدحرجة عندما يتضاعف طول وتر الجناح عند نفس سرعة الطائرة.

مرة ثانية، يختار طيارو الطائرات الصغيرة قوى تحكم أقل من طياري الطائرات الكبيرة. ويخلص فيليبس إلى أن الطيارين يتكيفون مع الطائرات بمختلف الأحجام، وأن النتائج الخاطئة يمكن الحصول عليها إذا كانت مميزات التكيف للطيار البشري لا تُمثل ذلك. وتحصل هذه الحالة عندما تُمثل الطائرة الكبيرة بطائرة متغيرة الاستقرار وصغيرة جداً، والعكس بالعكس.

وهنالك حجة مضادة هي أن الخصائص الديناميكية لطائرتين أساسيتين تؤثران في الشعور بالطائرة وتتفاوتان بشكل منظم مع حجم الطائرة، وتعطي الطيار تنبيهاً عن حجم هذه الطائرة، حتى ولو كان كل ما يرى الطيار من الطائرة هو قمرة القيادة والمنظر الأمامي خارج الطائرة. مثلاً يُظهر التردد الطبيعي لحركة الانقضاض للفترة القصيرة توجهاً نظامياً للأسفل يزيد بزيادة وزن الطائرة وحجمها. كذلك فإن الثابت الزمني للدحرجة هو الزمن اللازم لتصل الطائرة إلى سرعة دحرجة نهائية بعد أمر دخل دفة الدحرجة (aileron) الذي يُظهر توجهاً نظامياً للأعلى، ويزيد بزيادة حجم الطائرة.

وبالتالي، فالطائرة المتغيرة الاستقرار الصغيرة التي يتطابق ديناميكها مع تلك للطائرة الكبيرة قد لا يُشعر الطيار أيّ واحدة منها هي الكبيرة. لذلك أشار بروهاوس (W. O. Breuhaus) (1991) مؤكداً هذه الحالة:

> **يجب على الطيار أن يكون جديراً بإقناع نفسه بأنه يطير في مهمة محددة في طائرة محاكاة. . . كانت إحدى طائرات متغيرة الاستقرار B-26 قد استخدمت لمحاكاة مميزات الدحرجة للطائرة الضخمة C-5A قبل أن يتم بناؤها. وكانت نتائج الاختبارات قد بيّنت متطلبات دحرجة أقل شدة للطائرة C-5A من التي كان قد بُدىء بتحديدها للطائرة، وكان قد تم التحقق من هذه النتائج عند تحليق الطائرة.**

إن المزايا النسبية للطائرات متغيرة الاستقرار مقارنةً بالمحاكيات الأرضية في تَمثيل جودة طيران الطائرة، لا تزال قيد المناقشة؛ ولكلٍّ منها قضاياه. مع

ذلك، فالحقيقة أن المحاكيات الأرضية المتطورة هي الآن متكاملة بشكل مطلق لتطوير أنواع جديدة من الطائرات، مثل الطائرة نورثروب B-2، (Northrop B-2)، والطائرة بوينغ 777، (Boing 777). نموذجياً، تكون المحاكيات الأرضية في متناول مجموعة المهندسين، وفي وضع ثابت ومستقر طوال مرحلة تطوير تصميم الطائرة. وفي نفس الوقت، تبقى الطائرات متغيرة الاستقرار أدواتٍ هامةً في تشريع التصميم، ومن أجل تطوير متطلبات جودة طيران.

السؤال هو: متى يكون محاكاة الطائرة متغيرة الاستقرار ضرورياً حقاً، موضوع تم تناوله من قبل غاورون ورينولد (Gawron and Reynolds) عام 1995. ولقد وفر هذان الباحثان طاولة من عشرة شروط طيران، يبدو أنها مطلوبة لمحاكي الطيران، مع أدلة على كلّ شرط. مثال على ذلك هو تنفيذ مهمة بتضخيم عالٍ. والدليل على ذلك هو مرحلة التقرب للهبوط، والحط للمكوك الفضائي، ولشواهد أخرى مثل مرحلة هبوط الطائرات YF-16 وYF-17.

كانت القوة الجوية قد شَغَلت طائرة متغيرة الاستقرار طراز VISTA/F-16D (الشكل 3-13)، كما أن الأوروبيين يُشغلون برامجهم المثيرة الخاصة بهم. وعلى أية حال، فإنهم لم يأخذوا الطائرة جاكوار المقادة بالسلك (fly by wire)، أو المقاتلة الأوروبية (Eurofighter) بعين الاعتبار في محاكي الطيران من خلال برنامج الطائرة التجريبية (EAP). وكان شافر (Shafer) في عام 1993 قد زود مركز درايدن لبحوث الطيران في وكالة الناسا بتأريخ تشغيلات الطائرة متغيرة الاستقرار وبدراسة مكتبية شاملة.

3 ـ 15 حالة الإقلاع والهبوط القصير أو العمودي The V/STOL Case

تُبدي متطلبات جودة طيران الطائرات ذات الإقلاع والهبوط القصير أو العمودي (V/STOL) مشاكل خاصة بسبب تغطية هذه التقنية لإمكانيات واسعة وعريضة. ولقد شاهدنا حتى الآن تقنيات رائدة منها: الرفاس المائل (tilt rotor) ورفاس الرفع (lift fan)، والدفع التوجيهي (vectored thrust) وقلابات النفخ (blown flaps) ونماذج من الجناح المعزز برفاس قابل لتغيير وضعيته (convertible rotor).

وعلى الرغم من أن القوات المسلحة في عام 1970 قد أخذت على عاتقها التحدي، وأصدرت مواصفة جودة طيران الطائرات V/STOL، بالمِقْيَس -MIL

F-83300، فهناك خطر في أن تكون المتطلبات قد حُددت للتصاميم الفردية، وعلى الأخص تلك الممكن اختبارها في ذلك الوقت.

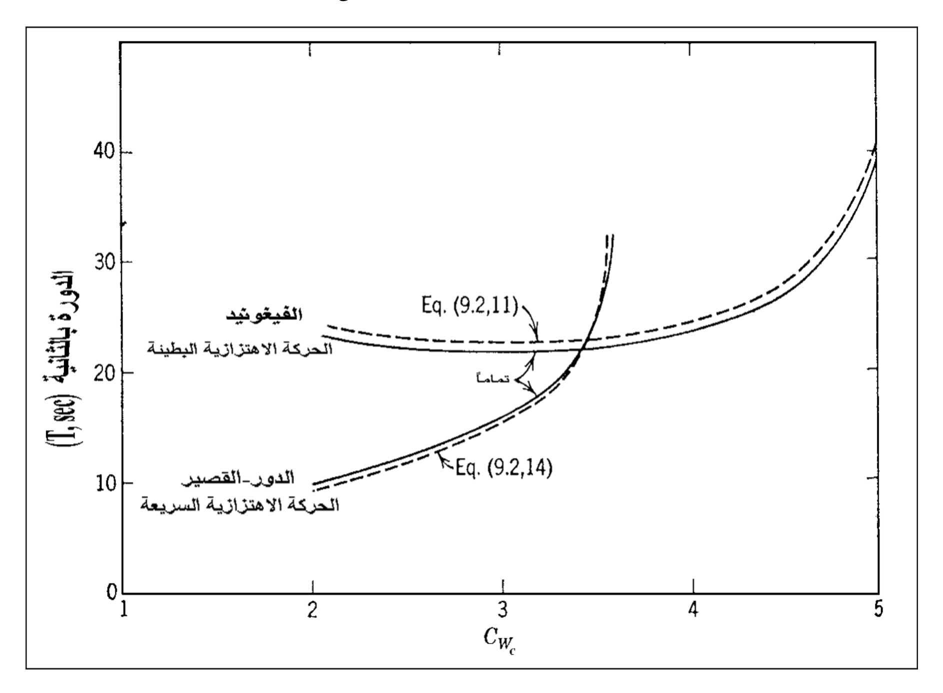


الشكل 3 ـ 13 مخبر رايت للقوى الجوية VISTA، أو الطائرة ذات الدفع الموجه متعدد المحاور، وهي طائرة متغيرة الاستقرار أساسها طائرة جينيرال داياناميكس F-16D. تصل زاوية شعاع الدفع إلى 17 درجة في التسلق/ الانحدار والانعراج، وفي المقام الأول في زاويا الهجوم العالية. (من: Aerospace America, December 1993).

لقد مَيز المِقْيَس MIL-F-83300 ثلاثة أمداء للسرعة، بدءاً من التحويم بسرعة 35 عقدة، ومن السرعة 35 عقدة إلى السرعة التقليدية Vcon حيث تطبق متطلبات جودة الطيران التقليدية، ومن ثم السرعات فوق Vcon. لقد وضعت المتطلبات إما من أجل الاضطرابات الصغيرة حول نقطة عمل ثابتة أو من أجل الطيران المتسارع أو الانتقالي. تأخذ المتطلبات الديناميكية الطولية للاضطرابات الصغيرة في الطائرات V/STOL الشكل المألوف للمِقْيَس MIL-F-8785 من الحدود المقبولة أو غير المُرضية في مصطلح الجزء الحقيقي والجزء التخيلي من جذور معادلات نموذج النظام. بذلك تشبه متطلبات الحركة الجانبية تلك للطائرات التقليدية، وتظهر المتطلبات على شكل منحني يبين تغير زاوية

الدحرجة (roll angel) مع الزمن، وكذلك زاوية الانعراج (yaw) المسموحة المعاكسة.

التعقيد هو عند تطبيق متطلبات الدَور (period) والتخامد (damping) المألوفة لجذور حركات الطائرات V/STOL بسبب تقارب الأنماط العادية للحركة عند السرعات المنخفضة جداً. فمن أجل قوة محرك الرفع للطائرات STOL تلتقي أنمطة الحركات الاهتزازية الطولية السريعة والبطيئة (الفيغوئيد) عند معامل الوزن المتكافئ Cwc (equilibrium weight coefficient)، عندما تعادل قيمته القيمة 3.5 لمعامل الرفع (الشكل 3-14). ويظهر نفس التصرف في الحالة الجانبية، حيث يقارب الثابت الزمني لنمط الحركة الحلزونية (غير المستقرة) الزمن الأقصر لنمط الدحرجة عند قيمة كبيرة لمعامل الوزن المتكافئ.



الشكل 3 ـ 14 عامل التعقيد في توصيف جودة طيران STOL . **تتقارب أنمطه الحركة الاهتزازية الطولية والقصيرة عند السرعات المنخفضة، حيث يتم دعم جزء من وزن الطائرة بواسطة دفع المحرك** (Etkin, *Dynamics of Atmospheric Flight*, 1972) .

إن مشكلة إنشاء متطلبات جودة الطيران للطائرات V/STOL التي لا ترتبط مع الأشكال المعينة تم تشريعها مرة أخرى في المِقْيَس MIL-F-83300، بحيث

إن الجزء الأكبر منها يتم بمساعدة المحاكيات الأرضية، والطائرات متغيرة الاستقرار. ففي عام 1973، كان صامؤيل غريك (Samuel J. Craig) وروبير هيفلي (Robert K. Heffley) قد استخدما التحليل والمحاكي الأرضي في اكتشاف دور ميل شعاع الدفع (thrust vector) خلال تقاربات الهبوط للطائرات STOL، (Craig and Heffley, 1973).

وفي وقت لاحق، وفي المقالات المقدمة عامي 1982 و1983، بحث كلٌّ من روجيه هوه ودافيد ميتشيل، وتيشلار (M. B. Tischler) عن تعميمات جودة الطيران في حالات الانتقال الحرجة إلى VTOL والتحكم بمسار STOL للهبوط. لقد بدا أن التحكم بدقة بزاوية التسلق/الانحدار (pitch) في عرض مجال كبير يكون حرجاً في حالات الانتقال بسبب حساسية السرعة العمودية إلى زاوية الرفع. مع ذلك، وجد المؤلفون عدداً من المتطلبات الممكنة للتحكم بمناورة مرحلة الهبوط الأخيرة، أو ما يسمى تحكم الطفو (flare control) لطائرات STOL. وتم إغلاق هذه السلسلة مع بذل جهد كبير لتوسيع المِقْيَس الرئيسي MIL والدليل (Standard and Handbook) (Anon, 1987) المصمم لهبوط الطائرات STOL، (Hoh, 1987).

الحيّز الذي يبدو أنه يتطلب انتباهاً كبيراً هو الرفع الضائع في حالة الدوامة الحلقية (Glauert, 1937; Coyle, 1996)؛ خلال تزايدها مع معدل النزول. تعمل الدوامات الحلقية (vortex rings) على توليد تدفق سفلي دوراني إلى الرفاس باتجاه الأعلى، عوضاً عن نزوله إلى الأسفل والمساعدة في توليد الرفع. وهذه تعتبر مشكلة أداء في الحوامات (helicopters) التي لها رفاس وحيد. مع ذلك، في حالة الرفاسين المائلين لطائرة أوسبري V-22، كان يُعتقد أن الدوامة الحلقية على أحد هذين الرفاسين الجانبيين يُولد حركة دحرجة لا يمكن السيطرة عليها (Unrecoverable).

كانت الخبرة المعتبرة التي رَبحتها الـ DERA وأنظمة BAE في مشاريع الطائرات V/STOL قد قادت إلى الطائرات هاريير وVAAC (تحكم الطيران المتقدم للطائرة ذات الدفع التوجيهي). وكان كلٌّ من شانغ (Shank) (1996) وفيلدينغ (Fielding) (2000) قد قدما ملخصاً عن الطائرة هاريير. لقد أدى إيجاد المبدأ الرئيسي في إزالة النمط التغييري المُتعمد (conscious mode changing) إلى التخفيف الواسع في العمل المناط بالطيار، بحيث أصبحت الطائرات V/STOL

عبارة عن «طائرات تقليدية تستطيع التحويم». كذلك نتيجة بحث ثانية أفضت إلى الحاجة إلى استخدام تحليل الحلقة المغلقة (closed-loop analysis) لتوصيف مميزات نظام الدفع (propulsion) بتعابير مثل عرض المجال (bandwidth) وخطية الاستجابة (response linearity).

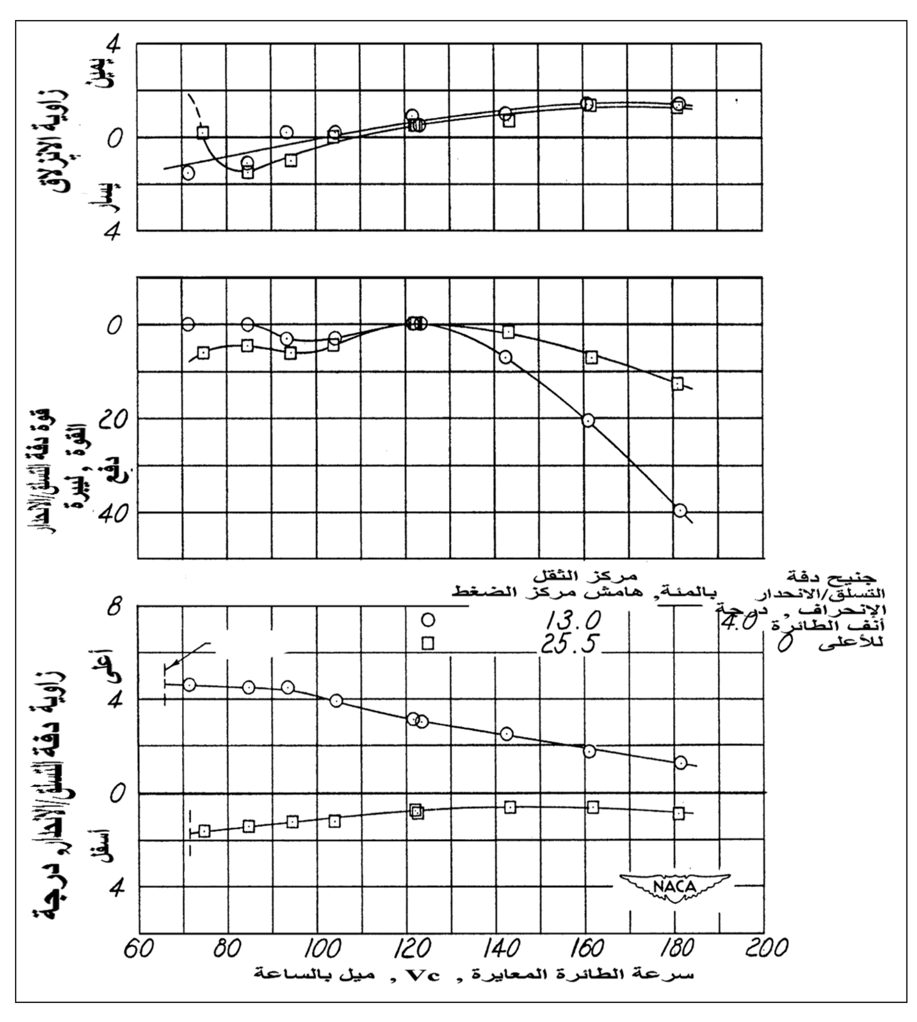
كانت تقنية الطيار ضمن الحلقة (الفصل الحادي والعشرون) قد وفرت مساهمات مُعتبرة لفهم متطلبات جودة الطيران للطائرات STOL والطائرات VTOL. وهذه المقاربة هي قَيّمة بشكل خاص بسبب عدم كونها مرتبطة بتفصيلات تصميم المركبات الخاصة.

3 ـ 16 طائرتان مشهورتان Two Famous Airplaines

قامت NACA في مخبر لانغلي بقياس جودة الطيران للمقاتلة سبيتفاير (Supermarine Spitfire VA) عام 1942 ولطائرة النقل دوغلاس DC-3 في عام 1953. وكانت هذه الطائرات قد تم تصنيعها بأعداد كبيرة، وخدمت بشكل كبير في الحرب العالمية الثانية، وبثت روحاً من المحبة والتعلق فيها بين طياريها. إلا أنه ولا واحدة من كل هذه الطائرات المشهورة كان لها المستوى المحدد من الاستقرار الأساسي، والاستقرار الطولي السكوني، كالتي تم قياسها من خلال الزوايا المطلوبة لدفة الرفع (elevator) من أجل طيران ثابت بسرعات مختلفة. ويُدعى هذا النوع من الاستقرار بـ «استقرار العصا الثابتة» (stick-fixed stability).

لقد أظهرت الطائرة سبيتفاير حيادية في «استقرار العصا الثابتة» عند تطبيقها مقابل جميع شروط الطيران. بينما كانت الطائرة DC-3 مستقرة فقط في حالة الانحدار الشراعي بدون محرك أو عند السرعة التطوافية (cruise power) مع استطاعة دنيا للمحرك.

عند وجود معدل استطاعة محرك طبيعي، أو استطاعة المحرك في حالة التقارب بحمولات واقعة إلى الخلف من الطائرة، تتولد الحاجة إلى زيادة حرف دفة الرفع إلى الأسفل كلما انخفضت سرعة الطائرة، جنباً إلى جنب مع قوى عجلة القيادة (الشكل 3-15). إن لكلٍّ من الطائرتين انحرافاتٍ أخرى أقل وضوحاً من مواصفات الاستقرار والتحكم المذكورة في الـ NACA والجيش. فماذا ينبغي أن يتم فعله من أجل كلّ هذا؟



الشكل 3 ـ 15 تبين الطائرة دوغلاس DC-3 عدم الاستقرار الطولي السكوني عند معدل طبيعي لاستطاعة المحرك، التشكل الصرف، وموضع مركز الثقل على بعد 25.5٪ من هامش المركز الإيروديناميكي إلى الخلف (من: Assadourian and Harper, NACA TN 3088, 1953).

ينبغي في حالتي سبيتفاير وDC-3 أن لا تُقدمَ ذريعة لرفض متطلبات مواصفات الطيران. فمن المعقول أن نفترض أنه لو كانت كلتا الطائرتين مستقرتين طولياً في جميع ظروف الطيران، فإن كلاًّ من هاتين الطائرتين الممتازتين ستكون حتى أفضل من أيّ وقت مضى. في الحقيقة، تم تطوير الطائرة سبيتفاير مارك 22 (spitfire mark 22) في نهاية الحرب العالمية، بزيادة مساحة ذنبها بمقدار 27 في المئة، وطارت بشكل رائع وفقاً للمعايير المعتمدة. خلاصة القول: إن أحداً

لا يستطيع أن يعطي قراراً مجدياً مؤسساً على تجارب محكمة احصائياً حول خصائص الطيران الجيدة من خلال تقليل الخسائر في حوادث الطيران أو حصد النجاحات في المهمات العسكرية، وبدلاً من ذلك فإننا نعتمد على الحس السليم. وهذا يعني، من المعقول جداً أن حسن التعامل مع الجودة في شروط التقارب للهبوط ستقلل من التدريبات، ومن الحوادث العملياتية، وأن الدقة والخفة، والتحكم الفعال ستحسن من فعالية القتال الجوي، وأن المعقولية هي أساساً ما ينشط الدافع للحصول على خواص جودة طيران معقولة، على الرغم من التناقضات الواضحة، كما هو حال الطائرتين سبيتفاير وDC-3.

3 ـ 17 تغيير المهام العسكرية ومتطلبات جودة الطيران Changing Military Missions and Flying Qualities Requitments

يمكن تخمين متطلبات جودة الطيران في الطيران العام (General Aviation) ولطائرات النقل المدنية (civil transport) باعتبار أن هذه الطائرات دائماً تستخدم على النحو المتوخى من قبل مصمميها. لكن الأمر ليس كذلك بالنسبة إلى الطائرات العسكرية. فالسجل مليء بالحالات التي فيها استخدامات غير متوقعة أو مهمات غَيّرت من متطلبات جودة الاستقرار والتحكم. نذكر أربعة أمثلة وفق التالي:

الطائرة سكاي هوك A4D-1، (Skyhawk A4D-1). الطائرة A4D-1، وفيما بعد A-4، كانت قد صمّمت لحمل قنبلة ذرية كبيرة واحدة، التي كان مقرراً حملها في الوسط. هي كانت بالحقيقة طائرة صغيرة، وضع مقعدها عالياً فوق عجلات الهبوط لإفساح المجال للقنبلة الذرية. وكانت الطائرة قد صُمّمت بالأساس لتكون طائرة نقل، ولكنها استخدمت عوضاً عن ذلك كطائرة إسناد قريب في سلاح البحرية للولايات المتحدة، ولحمل قنابل تقليدية والعمل من مدرج هبوط أحادي بسيط (air strip)، غالباً بوجود ريح عرضية جانبية (cross wind).

لكن بسبب ارتفاع عجلات الهبوط فسوف ينتج من الريح الجانبية عزم دحرجة كبير حول نقطة تماس العجلة أسفل الجناح الرئيسي مع الأرض. بعبارات أبسط، تحاول الريح الجانبية دحرجة الطائرة عندما تهم بالهبوط أو الإقلاع. ولقد ذكر الطيارون أنه عند وجود هذه الريح الجانبية كان متعذراً الإبقاء على أحد طرفي الجناح إلى الأسفل بسبب رفع الريح له، حتى مع تدوير كامل لدفة الدحرجة (aileron). هذا وتعمل الكوابح (spoilers) الموجودة على سطح

الجناح والمضافة للطائرة إلى زيادة تحكم دفات الدحرجة على الأرض.

الطائرة ستراتوجيت B-47، (Stratojet B-47). بدأت هذه الطائرة حياتها كقاذفة من الوضع الأفقي في الارتفاعات العالية. وتتمتع الطائرة بأجنحة مرنة مناسبة لمهمتها كقاذفة. لكن ليس من أجل الاقتحام من ارتفاع منخفض وتنفيذ مهمات القصف الخاطف. يتطلب القصف الخاطف (loft bombing missions) النتر الارتفاعي (pullup) مع دحرجة (roll) بسرعات عالية ومن ارتفاع منخفض. ويلعب عكس اتجاه (reversing) حركة الدفة في دفات الدحرجة دور جُنيحات الضبط (tabs)، وينتج منها تطبيق عزوم فتل تعمل على جدل الجناح في الاتجاه الذي ينجم عنه عزوم دحرجة تؤدي إلى التغلب على عزوم الدحرجة لدفات الدحرجة ذاتها. لقد حَدَّدت هذه الظاهرة السرعة المسموحة لطائرة B-47 للطيران في الارتفاعات المنخفضة.

الطائرة فانتوم F-4، (F-4 Phantom). تم تطوير F-4 بالأصل لصالح سلاح البحرية في الولايات المتحدة كطائرة هجومية بعيدة المدى، ثم كطائرة معترضة لحمل الصواريخ. وكان قد أُضيف طيار آخر للطاقم أنحصر دوره كمشغل للرادار. لم يكن الاستقرار والتحكم الجيد عند زاوية هجوم عالية مطلوباً لهذه المهمات، لكن وبعد أن ضغطت القوى الجوية للولايات المتحدة لوضع الطائرة F-4 في الخدمة في فيتنام كمقاتلة تَفوق جوي، تم بشكل متأخر، إضافة سطوح إيرودينامية (قدات) للحافة الأمامية للجناح (leading edge slats) وذلك للحصول على استقرار وتحكم أفضل عند زاوية هجوم عالية.

الطائرة هيركوليس NC-130B، (NC-13013 Hercules). وهذه هي نسخة عن النموذج الأولي لطائرة C-130 STOL، وقد زُوّدت بنظام تحكم بطبقة محاددة (boundary layer control). بعد أن تم استبدال خزانات الوقود الخارجية على الجناح بمحركات أليسون النفاثة توربو YJ56-A-6 لتوفير جريان هواء مستمر لنظام التحكم بالطبقة المحاددة. لقد سبب نظام التحكم بالطبقة المحاددة في الطائرة C-130 عند السرعات الهوائية العملياتية المنخفضة تغييراً في ديناميكية الحركة الجانبية أو التدهور في الدحرجة الاهتزازية السريعة المعروفة (Dutch roll) العرضية إلى مستويات غير مقبولة.

كانت «هندسة النظم» كتخصص شعاراً شعبياً في الخمسينيات. وكانت

الطائرات وقطعها التبديلية والدعم اللوجستي لها قد تم تطويره لتعمل معاً كنظام متكامل، ولتأدية مهام خاصة جداً. لكن لم يكن ادوارد هينيمان (Edward H. Heinemann) مصمم طائرات البحرية المعروف متأثراً بذلك. وكان رده الآتي على هندسة النظم، «إذا أنا بنيت طائرة جيدة، فإن سلاح البحرية سيجد استخداماً لها». لذا فإن رد فعل هينيمان على هندسة النظم يبدو مبرراً في الحالات الأربع المدونة أعلاه، التي فيها تغيرت متطلبات جودة الطيران للطائرات نحو الأفضل بعد أن تم تثبيت التصاميم بفترة طويلة.

3 ـ 18 أساطير الاستقرار والتحكم التي تبقى إلى الأبد Long-Lived Stability and Contral Myths

إن إنجازات غيتس (S.B Gates)، وجيلروث (R.R Gilruth)، وآخرين في وضع استقرار الطائرة والتحكم بها على قاعدة علمية لم يقضِ على عدد من الإشاعات المتوارثة والمبكرة التي ارتبطت بالموضوع؛ فقد دَوّن الدكتور جون جيبسون (Dr. John C. Gibson) (1995) ما لا يقل عن 15 من هذه الإشاعات المتوارثة، التي نحاول مواجهتها، مع ما نعتقد أنه قد يكون صحيحاً. ونبين فيما يلي ما جاء في قائمة جيبسون عن 15 إشاعة متوارثة، والتصحيحات الواردة عليها:

حركة مركز ضغط الجناح (cp) تؤثر في الاستقرار الطولي. تصحيح: يتم التحكم بحركة مركز ضغط الجناح cp مع زاوية هجوم من خلال معامل عزم الرفع عند الرفع الصفري حول مركز ضغطه الإيروديناميكي (¼ الوتر)، أو C_{mo}. ويؤثر هذا العامل في موازنة الطائرات ذات الجسم الجاسئ. لقد تم التخلص من مركز ضغط الجناح cp في حسابات الاستقرار والتحكم الحديث، واستعيض عنه بمركز الضغط الإيروديناميكي وبالمعامل C_{mo}.

مطلوب تحميل سطح الذنب السفلي من أجل الاستقرار. تصحيح: يتم توفير الاستقرار من خلال تغيير تحميل الذنب مع تغيير زاوية هجوم الطائرة. ويكون التغيير مستقلاً عن التحميل الابتدائي. تعليقات جيبسون أن هذه الإشاعة ما زالت موجودة في الامتحانات التجريبية الخاصة في FAA ومعروضة في المتحف الوطني للطيران والفضاء في واشنطن. إن هذا الموضوع متميز عن عدم الاستقرار الناتج من تحميل سطح الذنب السفلي بوجود تيار جريان الرفاس، أثر يتم مناقشته في الفصل الرابع، المقطع السادس.

مناورة الطائرة المستقرة أقل من تلك غير المستقرة .تصحيح: المعروف أنه من الصعب التحكم بدقة بالطائرات غير المستقرة. بإعطاء قوى تحكم خفيفة، إذ يمكن للطائرات المستقرة التسلق أو الانحدار بسرعة نحو عامل حمولة دقيق، أو نحو نقطة هدف. يقول جيبسون، «. . . الطائرات [المستقرة] هوريكان (Hurricane)، وتايفون (Typhoon)، وتيمبيست (Tempest) كانت عالية المناورة ومتفوقة بشكل كبير كمنصة مدفع، قياساً بالطائرة اللعوب سبيتفاير».

يمكن للقارئ الرجوع إلى مقالة جيبسون في عام 1995 للاطلاع على ما تبقى من هذه الإشاعات المتوارثة وتصحيحاتها.

الفصل الرابع

تأثيرات القدرة على الاستقرار والتحكم

Power Effects on Stability and Control

لقد تزامنت حقبة الحرب العالمية الثانية 1939 ـ 1945 تماماً، مع ظهور تأثيرات قوة المحرك باعتبارها مشكلة الاستقرار والتحكم الرئيسية. وتُوضح مقاتلة سلاح البحرية في تلك الحقبة غرومان (Grumman) هذا الموقف. لقد افتتحت الحرب العالمية الثانية مع الطائرة ويلدكات F4F، (F4F Wildcat) كمقاتلة خط أول في سلاح البحرية وانتهت مع انطلاق الطائرة بيركات F8F، (F8F Bearcat). لقد كانت الأبعاد الخارجية لهاتين الطائرتين متماثلة تقريباً، ولكن كان معدل قوة محرك الطائرة F8F مساوياً إلى 2400 حصان، مقارنة بـ 1350 حصاناً للطائرة F4F.

في رسالة غير منشورة، لاحظ هيويت فيليبس أن ظهور تأثيرات قوة المحرك باعتبارها مشكلة الاستقرار والتحكم الرئيسية لم يكن كلياً ناتجاً من النمو في قوة المحرك:

> **لقد لازمتنا هذه التأثيرات منذ الحرب العالمية الأولى، لكنها لم تكن جدية بسبب قوى التحكم الخفيفة اللازمة لتعويض هذه التأثيرات، التي كانت ناتجة من السرعات المنخفضة ومن صغر حجم هذه الطائرات. إن تأثيرات قوة المحرك على شكل قوة الدفع ومعاملات العزم ربما كانت من نفس المرتبة كما في حالة مقاتلات الحرب العالمية الثانية. ويمكن تخفيض هذه التأثيرات إلى حدٍّ ما بسبب قصر طول ذراع عزم أنف هذه الطائرات، وبسبب معاملات الرفع المنخفضة العائدة لضعف الرفع التي تؤمنه القلابات.**

أيضاً، فإن النمو في قوة المحرك وتأثيرات الاستقرار في الطائرات العسكرية ذات الدفع المروحي كانت بالتأكيد قد قوطعت بوصول المحركات

النفاثة، مع مجموعة مختلفة من تأثيرات قوة المحرك في الاستقرار والتحكم، التي كانت عموماً ذات طبيعة بسيطة.

يُستعرض هذا الفصل تاريخ تأثيرات قوة المحرك لكلٍّ من المحركات المروحية والمحركات النفاثة في الاستقرار والتحكم. أيضاً، يمكن أن تكون أيام الطائرة العسكرية المدفوعة بمحركات مروحية عالية القوة قد وَلّت، بينما نظيراتها المدنية بقيت موجودة، مع مجموعة جديدة من مشاكل الاستقرار والتحكم.

4 ـ 1 تأثيرات الرفاس في الاستقرار والتحكم Propeller Effect on Stability and Control

مقالة رائعة لأحد أساتذة كال تيك (Cal Tech) كانت تعتبر لسنوات، المصدر المعبّر عن تأثيرات قوة محرك الرفاس(*) في الاستقرار الساكن الطولي والجانبي (Millikan, 1940). لقد استندت مقالة ميليكان أولاً إلى نتائج مختبرات كال تيك في النفق الهوائي منخفض السرعة في مخابر غوغنهايم للطيران (GALCIT). كان لدى الطاقم الفني للنفق والشركات الذين اختبروا نماذج الطائرة الجديدة بعد النظر لتطوير الكيان الجامد (hardware) والتقنيات اللازمة لإقلاع الاختبارات التي تُقلّد شروط الطيران والمحرك في حالة العمل. وبالتالي، كانت الحاجة الأساسية في الكيان الجامد هي تصغير موتورات كهربائية فعالة بحيث يمكن تركيبها داخل أجسام النماذج المختبرة (الشكل 4-1). كانت المحركات الكهربائية هذه ذات قطر كبير وقدرة منخفضة، وقد صُمّمت ورُكّبت في بريطانيا من قبل N.P.L، وقبلها بكثير قامت نفس الجهة بتصميم نماذج النفق الهوائي (Relf, 1922).

تتطلب تقنيات الاختبار ضبط دفع النموذج ليتم توقع شروط النموذج الكامل. وهذا يَضْمَن أن سرعات تيار الجريان (slipstream) خلف رفاس النموذج كانت عند نسب صحيحة لسرعات الجريان الحر. وتظهر تأثيرات الرفاس في الاستقرار والتحكم من مُعاملين آخرين غير تأثير مسح تيار الجريان فوق سطح الجناح، وسطوح الذنب، وجسم الطائرة. وهما وجود عزوم الدفع المباشر البسيطة في الرفع والاعراج، والقوى والعزوم التي تؤثر في الرفاس ذاته. وتبين الفقرات التالية تطور فهمنا لهذه التأثيرات.

(*) الرفاس propeller أو المروحة: وسيلة عنفية لسحب الهواء أو دفعه توضع في مقدمة الطائرة أو خلفها.



الشكل 4 ـ 1 نموذج مضغوط لمحرك تحريض كهربائي تم تطويره في أواخر عام 1930 لتزويد نماذج النفق الهوائي بالقدرة. استطاعة هذه المحركات من 5 إلى 12 حصاناً عند 18000 دورة في الدقيقة . (Millikan, *Journal of the Aeronautical Science*, January 1940) .

4 ـ 2 عزوم الدفع المباشر في التسلق/ الانحدار Direct-Thrust Moments in Pitch

تم تعريف الاستقرار الساكن الطولي لطائرة مدفوعة بمحرك على أنه الميل نحو العودة إلى ضبط زاوية الهجوم والسرعة الجوية التي تتبع الاضطراب، عند فتحة عتلة وقود ثابتة (throttle fixed) . وعلى أن يقع مركز ثقل الطائرة أسفل محور شعاع الدفع، أو خط الدفع، موفراً عزم تسلق/ انحدار مستقر يتزايد تحت هذه الشروط، بغضّ النظر إذا نتج الدفع من محركات مروحية أو من محركات نفاثة.

عند فتحة عتلة وقود ثابتة، يحافظ الدفع أكثر أو أقل على قيمة ثابتة فيما لو هبطت السرعة عن القيمة المضبوطة، حالياً تزيد إلى حد ما في حالة المراوح. من ناحية أخرى، فإن القوى الإيروديناميكية للأجزاء الباقية من الهيكل تنقص عند السرعات المنخفضة. النتيجة النهائية هي عند الانقضاض، أو عند عزم غوص مع أنف إلى الأسفل، سببها مرور خط الدفع فوق مركز الثقل،

ينتج زيادة نسبية للقوى الأخرى مع استعادة مطلوبة لتأثير الأنف للأسفل. ففي الطائرات ذات المحرك الوحيد، يتم رفع خط الدفع بالنسبة إلى مركز الثقل قليلة للأعلى من خلال حرف المحرك والرفاس عند التجميع إلى أسفل (nose down) بضع درجات.

لقد كانت القدرة الكبيرة (1900 حصان) لمحرك الطائرة كورتيس هيلدايفر (Helldiver) (Curtiss SB2C)، التي واصلت الإنتاج في عام 1942 وأصبحت مبكراً ذات كفاءة هجومية قيّمة لدى سلاح البحرية في الولايات المتحدة، سويةً مع سرعة هذه الطائرة وقدرتها على حمل القنابل فأصبحت ذات سمعة لا يمكن تجنبها بالنسبة إلى طائرة ذات ضعف في الاستقرار الطولي وصعوبة في التعامل عند السرعات المنخفضة لا سيما في مرحلة التقرب للهبوط. ويبدو طبيعياً في الطائرة SB2C تثبيت مروحتها بزاوية غوص للأعلى.

تم اختبار فكرة توضع الرفاس بزاوية غوص إلى الأسفل على نموذجين جديدين في النفق الهوائي لدى مختبر الطيران آميس في NACA؛ كان النموذج الأول مماثلاً إلى حد كبير الطراز SB2C، (Goett and Delany, 1944). وكان هذا النموذج غير مستقر نتيجة انزياح النقطة الحيادية (مركز ثقل الطائرة من أجل استقرار محايد) بحوالى 10٪ عن متوسط طول الوتر الإيروديناميكي عند التسلق بقوة 2100 حصان. وتم تصنيف هذا الفقد في الاستقرار الطولي لدى إمالة موضع الرفاس إلى الأسفل بمقدار 5 درجات.

لقد منعت الضرورات وقت الحرب من تطبيق إمالة الرفاس إلى الأسفل في الطائرة SB2C. وكان الاستقرار السيئ فيها هو مجرد خطر آخر، الذي كان لا بُد أن يعيش معه طيارو سلاح البحرية في تلك الأيام. فالعديد من الشباب الذين حلقوا بالطائرات SB2C من حاملات الطائرات كانوا قد تخرجوا على هذا الطراز مباشرة من صف طائرة تيكسان (North American SNJ Texan). وكانت الطائرة SB2C هي في الحقيقة أول طائرة ذات قدرة عالية صادفوها في حياتهم.

على ما يبدو فقد فكَّرَ هؤلاء الطيارون عديمو الخبرة نسبياً في أن الاستقرار الطولي السيئ، يتجلى في صعوبة تنظيم سرعة الطائرة على وضع ثابت من خلال الموازن أثناء مراحل التقرب للهبوط على حاملة الطائرات، وهو ما يجب على المرء توقعه من طائرة كبيرة وسريعة. ولدى مناقشة احتمال إمالة رفاس الطائرة SB2C مع طياري سلاح البحرية، كان مهندسو مكتب الطيران

(Bureau of Aeronautics) قد التقوا على عبارة «اتركها بدون تدخل! فالطائرة تطير تماماً بنعومة!» ومع أن الطائرة SB2C كانت قد حُرمت من ميل الرفاس للأسفل، كان هذا المعامل قد استخدم لاحقاً لزيادة استقرار ثلاث طائرات مدفوعة بمحرك وحيد عالي الاستطاعة. فقد زودت الطائرات دوغلاس سكاي رايدر (AD Skyraider) وغرومان هيلكات (Grumman F6F Hellcat) وبيركات (F8F Bearcat) برفاسات مائلة إلى الأسفل.

4 ـ 3 عزوم الدفع المباشر في الانعراج Direct-Thrust Momentsin Yaw

في الطائرة متعددة المحركات التي تكون محركاتها مركبة على الأجنحة، وعندما تعمل جميع المحركات لتطوير نفس القدرة، لا يحصل عدم توازن في عزم الانعراج العائد إلى قدرة المحرك. وإن أي فشل في أي محرك مركب على الجناح يبدأ بدفع يؤدي إلى انعراج غير متوازن يتوجب معاكسته بعزم انعراج إيرديناميكي مساوياً له. وكلما زاد عدد المحركات في طائرة، كان التأثير أقل في عزم الانعراج عند فشل محرك واحد من محركاتها. لدى أطقم الطائرات B-29 وB-50 رباعية المحرك تجارب فريدة في توقف محركات أثناء طيران تطواف (cruise) طبيعي بدون أن يشعروا بذلك لعدة ثوان، حيث تهبط سرعة دوران المحرك المتوقف قليلاً في البدء بسبب دوران الرفاس بفعل الريح (windmilling). ولقد كان الاستقرار الطولي لكلتا الطائرتين عالياً بشكل كافٍ للمحافظة على إتمام الطائرة لرحلتها بالاتجاه المطلوب.

يتطلب نظام التصميم في شركة بوينغ حالياً أن تبقى طائرة النقل النفاثة ثنائية المحرك مستمرة في تسلقها مع بقاء دفة الاتجاه حرة في حالة توقف أحد المحركين. وهذا يفسر حجم الدفة الكبير في طائرات البوينغ 737 و757، و777.

4 ـ 4 قاذفات الحرب العالمية الثانية ثنائية المحرك World War II Twin-Engine Bombers

كانت الحالة مختلفة تماماً بالنسبة إلى قاذفات الحرب العالمية الثانية ثنائية المحرك وعالية القدرة، كالطائرة مارتن مارودر B-26 (Martin B-26 Marauder)، ودوغلاس هافوك A-20، (Douglas A-20 Havoc)، وأنفادر A-26، (A-26 Invader)، وميتشل B-25، (B-25 Mitchell). فإن عطل محرك واحد من محركي هذه الطائرات، خاصة عند السرعات المنخفضة، يؤدي إلى تغيرات

سريعة وخطرة في الانعراج والانزلاق، ما لم تصحح فوراً بالتحكم بدفة الاتجاه. لنتذكر أن هذه الطائرات كانت ثقيلة، وكبيرة، وسريعة، ولم يكن التحكم بمساعدة القوة الهيدروليكية قد تم إدخاله بعد. المعامل المحدد لإبقاء هذه الطائرات تحت السيطرة عندما يتعطل أحد المحركين لم يكن عدم كفاية قوة تحكم دفة الاتجاه لكن قوة دواسة دفة الاتجاه المعاكسة لحركة الانعراج.

إن قوى دواسة دفة الاتجاه اللازمة لمعاكسة عطل المحرك في الطائرات طراز B-25 وB-26 كانت قد تفاقمت عموماً بسبب التصميم الإيروديناميكي الضعيف لموازِن دفة الاتجاه. ولنفترض على سبيل المثال أنه كان يوجد فقدٌ في قدرة المحرك الأيمن، فإن أنف الطائرة سينزلق فوراً إلى اليمين، في زاوية انعراج يمنى. وسيقوم عزم الطائرة بإبقائها في مسارها بالاتجاه السابق، مسبباً قدوم ريح نسبية من الجهة اليسرى. وهذا هو شرط يحقق الانزلاق إلى اليسار، حيث يؤثر اتجاه الريح النسبي في دفة الاتجاه ويجعلها تطفو أو تَجُر مع حافتها الخلفية إلى اليمين، لتعطي دفة الاتجاه إلى اليمين.

لكن للعودة إلى السيطرة، فإن مقدار حرف دفة الاتجاه إلى اليسار يمكن تقليصها إلى الحد الأدنى من خلال خفض ما أو إمالة (bank) قليلة الزاوية. وتبقى قوة الدعس على دواسة الدفة العامل الحاسم مع الأخذ بعين الاعتبار السرعة الهوائية الدنيا التي تتمكن فيها هذه الطائرة من الطيران مع توقف أحد محركيها.

إن تخفيض أو منع دفة الاتجاه من الطفو (float) بزاوية انزلاق كان متاحاً لمصممي هذه الطائرات خلال حساب أبعاد الموازِن الإيرودبناميكي لدفة الاتجاه. خاصة قرون موازِنات دفة الاتجاه (rudder horn balances) التي تملك ذلك التأثير (الشكل 4 ـ 2). لقد استخدمت قرون موازِنات دفة الاتجاه هذه منذ زمن بعيد في تاريخ الطيران كما في طائرات بليريوت وحيدة الجناح (Bleriot monoplane)، التي ربما اعتبرت قديمة أو لاغية لدى مهندسي مارتين ودوغلاس. وكان هناك اعتراض عملي أيضاً حول قرن الموازن وإمكانية إعاقته حبال المظلة إذا قرر الطاقم مغادرة الطائرة بالباراشوت. على أي حال، فقد شاركت الطائرات A-20، A-26، B-25، B-26 ثنائية المحرك عالية الدفع في الحرب العالمية الثانية من دون تزويدها بقرون موازنة دفة الاتجاه.



الشكل 4 ـ 2 قرن موازِن لدفة الاتجاه التجريبي التي زودت به الطائرة مارتين مارودر B-26 . يخفض هذا التصميم القوى المطلوبة على دفة الاتجاه للاستمرار في الطيران بعد تعطل أحد المحركين. لم يوضع هذا التصميم في الإنتاج. (صورة 108769 من سلاح القوى الجوية الأمريكي، 1942).

4 ـ 5 الطائرات الحديثة الخفيفة ثنائية المحرك Modern Light Twin Airplanes

مرة أخرى الوضع مختلف في الطائرات الحديثة الخفيفة ثنائية المحرك. كانت أول هذه الطائرات الطائرة أيروكوماندر 520 (Aero Commander 520) ذات الخمسة إلى سبعة مقاعد، التي أنتجتها شركة تصميم وهندسة الطيران (ADE) في عام 1950 في مدينة كولفر، كاليفورنيا. بعد عام أو أكثر أدخلت

بيتش (Beech) النموذج بونانزا 50 ثنائي المحرك (50 Twin Bonanza)، وأدخلت بيبر (Piper) نموذجها PA-23 ثنائي المحرك ستينسون (سُمّي فيما بعد آباش (Apache))، ومن ثم سيسنا بنموذجها 310 ثنائي المحرك. كان لهذه الطائرات ووريثاتها قوة جاذبة ومحببة من قبل الطيارين الذين يطيرون بانتظام طيراناً آلياً طقس سيئ، وأولئك الذين يشعرهم المحرك الثاني بمزيد من الأمان.

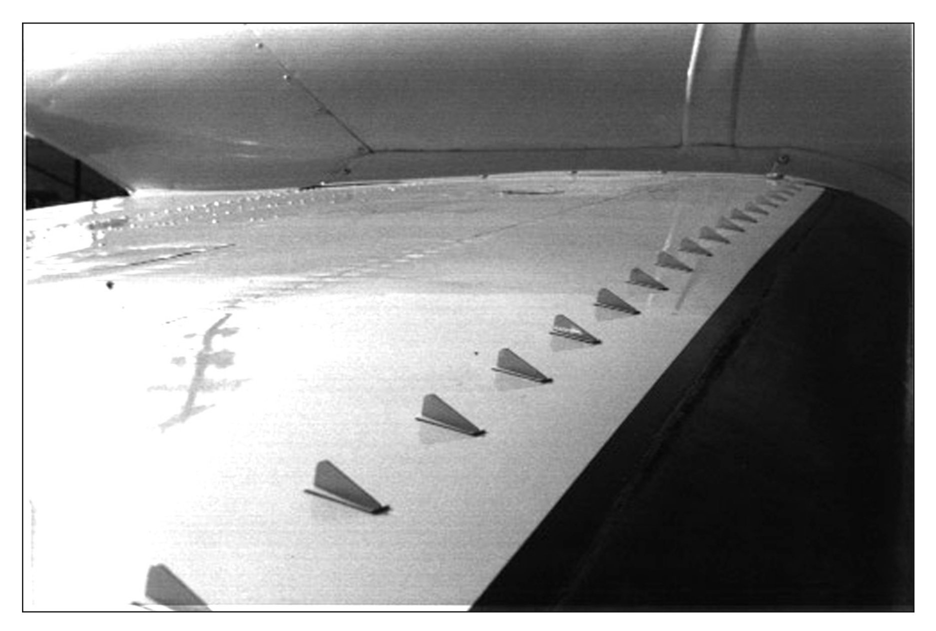
رغم ذلك ففي أوائِل الثمانينيات، لم تحقق سجلات السلامة الخاصة بالطائرات الخفيفة ثنائية المحرك هذا التوقّع، فقد دوّن في *AOPA Pilot* عدد كانون الثاني/ يناير 1983، باري شيف (Barry Schiff) أن نسبة الوفيات التي تتبع وقوع عطل في محرك الطائرة الخفيفة ثنائية المحرك كانت أربعة أضعاف فشل المحرّك في الطائرات أحادية المحرك. ويَبْدو أنّ الطيارين حملة الإجازات الخاصة ممن لديهم ساعات طيران قليلة كانوا ضحايا مطب الانعراج والدحرجة التي يسبّبها عطل أحد المحركين في الارتفاعات القليلة وبالسرعة المتدنية.

إن نموذج بيتش ترافيلير 95، (Beech 95 Travelair) والطائرة الأميركية T-42A ذات قوة الدفع العالية المُشتقة عنه، هي أمثلة جيدة عمّا حصل. فبعد العديد من حوادث الانهيار الحلزوني المفجعة التي تتبع فَقْدَ قوة دفع أحد المحركين، أجرى طيار عسكري شجاع سلسلة من اختبارات الانهيار على الطائرة T-42A، بوجود قوة دفع متناظرة وغير متناظرة، حيث نوّه تقرير الطيار عن هبوط معتدل (drop) في الجناح عند الانهواء المتناظر (symmetric stall)، وعن سلوك سيّئ للطائرة عند الانهواء مع محرك معطل متمثل بتدحرج الطائرة بوضع شبه مقلوب، مع جنوح واضح بالاتجاه نحو الحركة الحلزونية.

لم تكن استجابة إدارة الطيران الاتحادي (FAA) على هذا الخطر العام للطائرات الخفيفة ثنائية المحرك يقتضي استحداث تغييرات في التصميم، بل كانت لتحذير الطيارين والتشديد من خلال التدريب، ولتعويض الأثر الذي يحدثه عطل أحد المحركات أثناء التدريب وأثناء اختبارات الطيران تأهيل طيار (pilot rating) الطائرة متعددة المحارك. فالطيارون مُدربون لإدراك المحرك المُعطّل فوراً بالعبارة السحرية «قدم ميتة، محرك ميت». وبما أن أغلب الحوادث في طائرات المحرك الواحد تحصل أثناء التدريب المستمر والمكرر، تم تحديد سرعة دنيا من أجل «تدريب الطيار على إعادة المحرك الوحيد عمداً إلى العمل أثناء الطيران».

السرعة Vsse، هي الرابعة من السرعات الخاصة التي يجب على الطيار

المتدرب أن يَستظهِرها لكي يخول رسمياً للعمل على الطائرات متعددة المحركات. والسرعة Vmc أو Vmca، هي السرعة الدنيا اللازمة للتحكم في حالة وجود محرك معلول مع رفاس يدوره الهواء (wind milling)، أو موضوع بزاوية محايدة (feathering) والسرعة الأخرى هي سرعة الوصول لحالة الإقلاع. والسرعات Vxse وVyse، المقابلة لأفضل زاوية تسلق وأفضل معدل سرعة تسلق بوجود محرك مطفأ. للسرعة Vyse مؤشرها الخاص على عداد السرعة، ويستخدم الخط الأزرق عادة كمؤشر إلى سرعة التقرب للحط في الظروف الطبيعية. وفي حال تعطل المحرك أثناء التقرب للحط، فما يتمناه المرء أن يكون للطائرة مزيد من سرعة للتسلق بعيداً، أو المتابعة مع فقد القليل من الارتفاع قدر الإمكان. إن السرعات الهوائية الأربع في الطائرة متعددة المحركات قد أضيفت إلى تسع أخرى من السرعات الهوائية (وستٍّ، عندما لا تحتوي الطائرة على قلابات أو ليس لها عجلات هبوط قابلة للطي retractable landing) (gear) للتذكير.



الشكل 4 ـ 3 مولدات الدوامة مثبته على سطح الجناح العلوي للطائرة بيبر شيفتان Piper PA-) (31-350 Chieftan الخفيفة ثنائية المحرك، التي تعمل على تخفيض السرعة الدنيا للتحكم (Vmca). يتألف التركيب من 43 مولداً على كل جناح، وكان هذا التركيب قد صمم في شركة بحوث الطبقات الحدية (BLRI)، في أيفيريت، واشنطن.

بالرغم من عدم اهتمام FAA الظاهر بإلزام بُنَاة الطائرات الخفيفة ثنائية المحرك بتصميم سلوك آمن لطائراتهم كما هو الأمر في طائرة المحرك الوحيد، كانت هناك بعض المحاولات التي نفذت في هذا الاتجاه. وثمة تصميم تمّت الموافقة عليه من الـ FAA يضع مولدات دوامة هوائية (vortex generators) على السطح العلوي للجناح في بعض الطائرات الخفيفة ثنائية المحرك. يعمل هذا التركيب على تخفيض السرعة Vmca، أي السرعة الدنيا اللازمة للتحكم بالطائرة في حال تعطل أحد محركاتها (الشكل 4-3). تكون مولدات الدوامة بشكل جنيحات صغيرة جداً (حوالى 2 انش مربع) تبرز خارج سطح الجناح. إن الدوامات على طرف الجناح والناتجة من صف مجموعة مولدات متوضعة في زوايا هجوم مختلفة، تولّد على السطح طبقة محاددة (boundary layer) عن طريق مزجها بهواء عالي الطاقة من الجريان المحيط. وتميل هذه الطبقة المحاددة المُولدة إلى بقائها ملتصقة، متجنبة الانفصال أو الانهيار (stall).

وفقاً لجون لي (John G. Lee) في عام 1980، فقد تم اختراع مولدات الدوامة من قبل «شخص انعزالي كثير التأمل وفظ إلى حدٍّ ما» يدعى هيندريك بروينيس (Hendrik Bruynes)، الذي استخدم ثمانية مولدات دوامة لتصحيح الفصل عن جدران ناشر (diffuser) في النفق الهوائي الجديد بطول 18 قدماً والعائد إلى قسم بحث الطيران المتحد (United Aircraft Research Dept.). بينما تم تسمية بروينيس (Bruynes) في براءة اختراع مولد الدوامة، وقد كان لي (Lee) قد صَدّقَ الفكرة الرئيسية لهنري هودلي (Henry H. Hoadley) المتمثلة بعكس اتجاه زوايا المولدات المتتالية، إلا أنه تم في تقرير NACA السنوي الخامس والأربعين لعام 1956 وبشكل قاطع التنوبه بتايلور (H.D. Taylor) واعتماده كمطور لمولدات الدوامات؛ بدون إيراد أي ذكر لكل من بروينيس أو هودلي.

4 ـ 6 تأثيرات تيار الرفاس (المروحة) Propeller Slipstream Effects

من بين جميع تأثيرات قوة الرفاس أو قوة النفث في الاستقرار والتحكم، هو ذلك التأثير العائد لتيار دوران الرفاس أو طرح الرفاس (slipstream)، وهو الأثر الأكثر صعوبةً في التعامل معه من الناحية التحليلية أو الاختبارية. وقد وضع المهندس البريطاني وليام فرود (William Froude 1810-1879) بعض الأسس الأولية في تطبيق نظرية العزم اللازمة لبرهنة سرعة التيار الناجحة عن دوران الرفاس. لكن التيار الأسطواني الاسمي للرفاس عادة يتعرض لتشويه كبير

عند مروره فوق الأجنحة والجسم. وعليه، من الصعب توقع تأثيراته في كلٍّ من الأجنحة، ومجموعة الذنب، والجسم. ولقد كانت لمقالات سميلت وديفيس (Smelt and Davis, 1937) وميليكان (Milikan, 1940) بدايات سليمة في التوقع، لكن مازال معظم المصممين يعتمدون على التخمينات التي تم تعلمها، والمستندة إلى بيانات الاختبار من المشاريع السابقة.

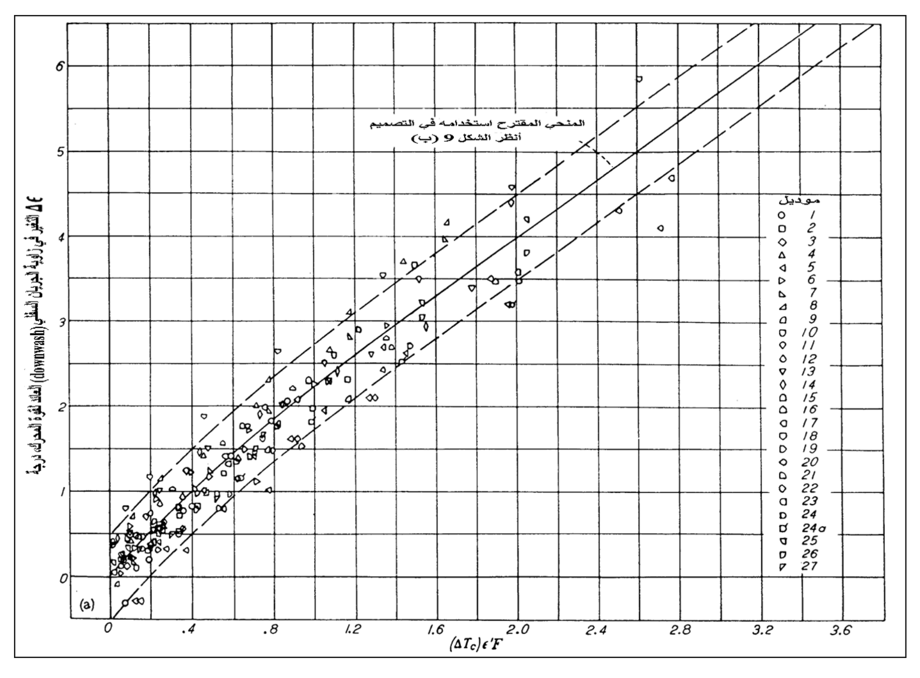
وهنالك القليل من التصميمات متوفرة عن تأثيرات تيار الرفاس في الاستقرار الطولي السكوني. عند تثبيت الخانق (throttle)، فإنّ الزيادة النسبية في سرعة تيار الرفاس (slipstream velocity) على تلك الزيادة في التدفق الحر (free stream) تزداد كلما انخفضت سرعة الهواء. فإذا كان الذنب الأفقي مُحمّلاً بحمولة صرفة للأسفل ويتعرض لتيار الرفاس فإن السرعات النسبية كلما انخفضت السرعة الهوائية تزيد من التحميل للأسفل، وعندها تقوم الطائرة بحركة تسلق/انحدار رافعةً أنفها إلى الأعلى، وهذا الأثر هو أثر مزعزع للاستقرار.

لذلك، فإن التحميل الصرف إلى الأسفل لذنب الطائرات ذات الدفع الرفاسي، كما هو مطلوب في تعيير (trim) قلابات الهبوط، هو زعزعة الاستقرار تحت شروط التشغيل. ويتم تفادي هذا الأثر فقط إذا كان تركيب الذنب الأفقي على الذنب العمودي، عالياً بما فيه الكفاية كما لو كان خارج تيار الرفاس عند أي زاوية هجوم. بالرغم من أن التحميل إلى الأسفل الذي يزعزع الاستقرار كان معروفاً للمصممين قبل عام 1948، فقد تم نَشر أول نقاش عن هذا الأثر في الولايات المتحدة قبل عدة أيام من ذلك العام فقط (Phillips, 1948).

إضافة إلى زعزعة الاستقرار بسبب انخفاض الحمل على الذنب، فإن زيادة انجراف التيار (downwash) إلى أسفل الذنب الأفقي والعائد إلى قوة الدفع (power) هو أيضاً عامل مزعزع للاستقرار. وكان هذا العامل هو أول ما دوّنه فيليبس، باعتبار أن الترابط نصف التجريبي الناتج من زيادة انجراف إلى السفلي والعائد إلى دوران الرفاس كان قد أثير بعد ذلك بقليل من قبل ويل وسليمان (Weil and Sleeman)، بالاستناد إلى انجراف التيار السفلي عند إطفاء المحرك (power-off downwash) وإلى معامل دفع الرفاس (الشكل 4-4).

ينتج من دوران تيار الرفاس خلف الرفاس في الطائرات وحيدة المحرك حمولات جانبية على الذنب العمودي عند السرعات المنخفضة، مما يتطلب من الطيار تطبيق رد فعل معاكس بحرف دفة التوجيه للمحافظة على مسار مستقيم

للطائرة. لكن هذا قد يكون مثيراً للأعصاب عند مستويات قدرة محرك عالية (فتح الحارق)، كما في حالة الإقلاع أو عند الهبوط على سطح الحاملة. ويعمل بعض المصنعين في الولايات المتحدة على إزاحة (توجيه) الحافة الأمامية للزعنفة نحو اليسار في حال كان اتجاه دوران الرفاس إلى اليمين، عندما ننظر إلى الرفاس من الخلف، بهدف تقليل زوايا دفة الاتجاه المطلوبة للتصحيح عند قوة دفع محرك عالية، في السرعات المنخفضة.

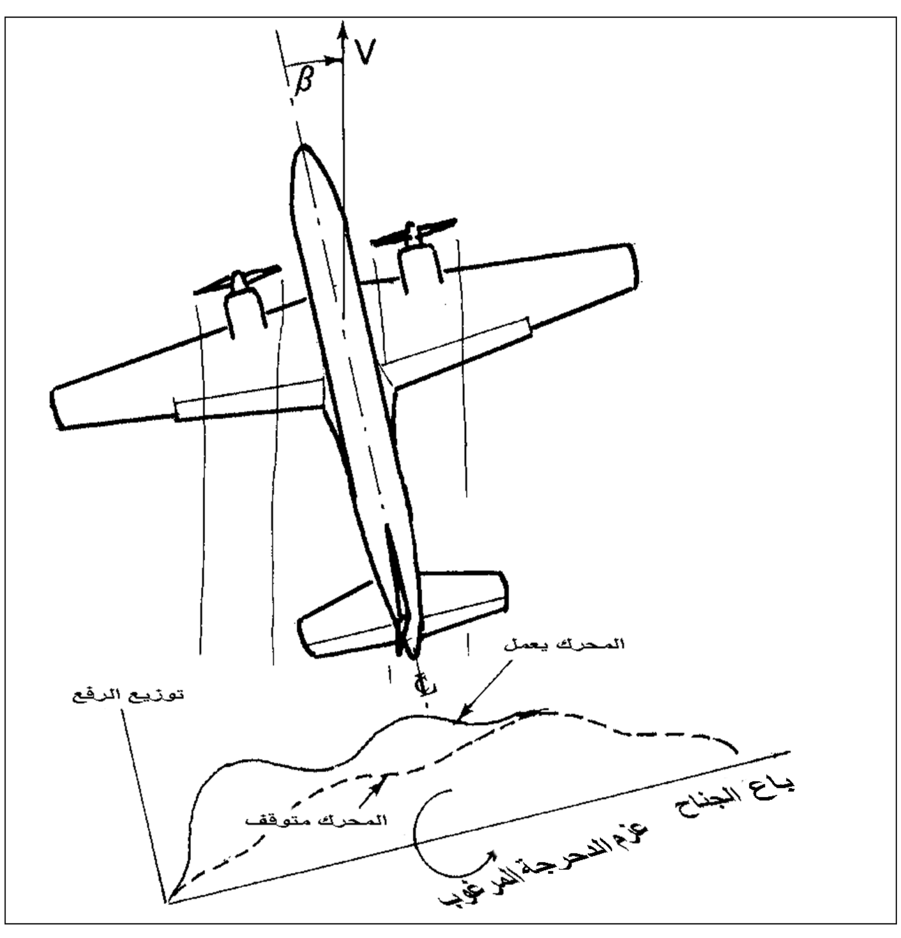


الشكل 4 ـ 4 ترابط الزيادة في انجراف الجريان السفلي $\Delta\varepsilon$ مع قوة دفع الرفاس في الطائرات وحيدة المحرك، وF عامل نسبة النحافة وε' انجراف الجريان السفلي عند إطفاء المحرك (من Weil and Sleeman**، تقرير** NACA **رقم 941، 1949).**

ولكن من ناحية أخرى، يؤدي إزاحة الزعانف إلى تغييرات كبيرة وسريعة في قوى دواسة دفة الاتجاه عند سرعة انقضاض عالية، مما قد يتطلب تطبيق قوى دواسة كبيرة للبقاء على محور الانقضاض أثناء قصف الهدف. كذلك، فإن الانزياح الجانبي لمركز ثقل الطائرة يكون فعّالاً في تخفيض إمالة (deflection) دفة التوجيه الضرورية للموازنة تحت شروط الدفع العالي، مسبباً فقط إضافة قيمة ثابتة، بدلاً من السرعة، في زيادة قوة الدواسة للموازنة في الانقضاضات

(Phillips, Crane and Hunter, 1944) . يبدو أن سلاح البحرية الأمريكي لم يسأل المصنّعين حول إزاحة مركز ثقل الطائرات الحاملة لمحركات ذات رفاسات عالية الدفع إلى اليمين، عدا الطائرات ذات الحمولات غير المتناظرة. ومن تعليقات فيليبس:

إن الشيء الهام حول هذا القياس المصحح هو أن كل التأثيرات الناتجة (عزم الدفع المباشر، الدحرجة الناجمة عن دفات الدحرجة، القوة الجانبية للجسم، والقوة الجانبية لدفة الاتجاه) تكون متغيرة في الاتجاه الصحيح لتخفيض انحراف دفة الاتجاه من أجل التوازن (deflection for trim) .



الشكل 4 ـ 5 تأثير الزاوية الثنائية (dihedral) **غير المستقر (الجناح الأمامي للأسفل) العائد إلى أحمال تيار جريان الرفاس** (slipstream loads) .

وفقاً لمنشورات Aero WWI للطيران، يُؤثر إنزياح مركز الثقل على موازن دفة الاتجاه (rudder trim) بوجود قوة دفع عالية، ويبدو أن هذا كان معروفاً عند مصممي طائرات الحرب العالمية الأولى، أمثال أنطوني فوكير (Anthany Fokker).

هنالك أثر إضافي آخر لتيار جريان الرفاس (slipstream) على الاستقرار هو عكس أثر الزاوية الثنائية عند زوايا الهجوم العالية. ومن السهل إظهار الأثر هندسياً (الشكل 4-5). تعمل زاوية الانزلاق (sideslip) على حرف تيار الجريان (slipstream) نحو اتجاه الريح أو نحو حافة الجناح الخلفية، لتزيد من رفعه نسبة إلى مواجهة الريح أو إلى طرف الجناح الأمامي. ويؤدي هذا الأثر إلى زعزعة استقرار عزم الدحرجة العائد لزاوية الانزلاق، أو التأثير السلبي للزاوية الثنائية. لقد أدت هذه الظاهرة إلى إعادة بناء النموذج الأولي للطائرة التجارية مارتين 202، (Martin 202) لدرجة أنه تم قص جناحها المكون من قطعة واحدة إلى ألواح كلٍّ على حِدة، وتم إعادة تجميعها بزاوية ثنائية أكبر، حيث أدى هذا التعديل تقريباً إلى إفلاس الشركة.

4 ـ 7 قوى الرفاس المباشرة في الانعراج (أو عند زاوية هجوم)
Direct propeller forces in yaw (or at angle of attack)

بالمقارنة بالحالة النظرية غير المرضية كثيراً لتأثيرات تيار جريان الرفاس، كانت نظريات قوى الرفاس المباشرة في الانعراج (yaw) قد تم برهنتها بشكل جيد، وتلك النظريات كانت معروفة منذ وقت طويل، طبقاً للدكتور هربيرت ريبنر (Herbert S. Ribner):

كان قد أدرك منذ عام 1909 أن الرفاس يطور في مرحلة الانعراج قوة جانبية مثل تلك التي للزعنفة. وفي عام 1917 كان هاريس (R. G. Harris) قد عَبَّر عن هذه القوة بمعامل عزم التدوير (torque coefficient) لرفاس غير منعرج (unyawed).

في عام 1914 قدمت بريطانيا من خلال ريلف (Relf)، وبراماويل (Bramwell)، وفيج (Fage)، وبراين (Bryant)، النتائج التجريبية حول قوى الرفاس الجانبية. وفي عام 1945، تم اعتبار تقريرين على هذا الموضوع لريبنر (Ribner) من الـ NACA كعمل متطور نهائي. وفرت هذه التقارير تحليلاً لعنصر فصل الرفاس الذي يمكن تطبيقه على أيّ نظام وحيد أو ثنائي الدوران، بالإضافة إلى حسابات بسيطة لمروحتين تمثيليتين مع إدخال مخطط لمراوح

أخرى، واثباتات تجريبية لطريقة عنصر فصل الرفاس، وفي النهاية، الوصول إلى طريقة لتخمين القوة الجانبية المُجربة، البسيطة، والرائعة للتصميم الأولي. تتلخص الطريقة باعتبار المروحة المنعرجة كزعنفة ذات مساحة مساوية إلى المساحة الجانبية المعرضة للرفاس. وتؤخذ نسبة الوجاهة (aspect ratio) الفعالة لهذه الزعنفة على أنها مساوية لـ 8، وأن الضغط الديناميكي للزعنفة هو نفسه لقرص الرفاس الذي يزداد دورانه بزيادة الجريان الداخلي (inflow). وتعتبر القوة الجانبية للرفاس عند الانعراج أو الانزلاق، بشكل واضح، هي نفسها القوة الناظمية على الرفاس عند زاوية الهجوم.

بالنسبة إلى طائرات الجر (tractor airplaner)، فإن قوى دفع الرفاس المباشرة في الانعراج تؤثر كما لو أنها زعنفة تقع أمام مركز ثقل الطائرة، وتكون هي المساهمة الكبرى المزعزعة للاستقرار الاتجاهي السكوني، وخاصة عند زوايا كبيرة لنصل الرفاس. يتعلق أثر زعزعة الاستقرار ببعد سطح الرفاس عن مركز الثقل، الذي يكون نسبياً كبيراً في الطائرات وحيدة المحرك عن تلك في الطائرات متعددة المحركات حيث تكون محركاتها مركبة على الأجنحة. نفس الكلام يمكن قوله عن تأثيرات القوة الناظمية للرفاس عند زاوية الهجوم، وعلاقة ذلك بالاستقرار الطولي الساكن. إن طريقة التصميم التقليدية للـ NACA لتحقيق استقرار طولي مرضي (Gilruth, 1941) تؤدي إلى ضياع تأثيرات المحرك بالسرعة الدنيا (idling power effect) باستخدام حساب قوة الدفع الناظمية للرفاس.

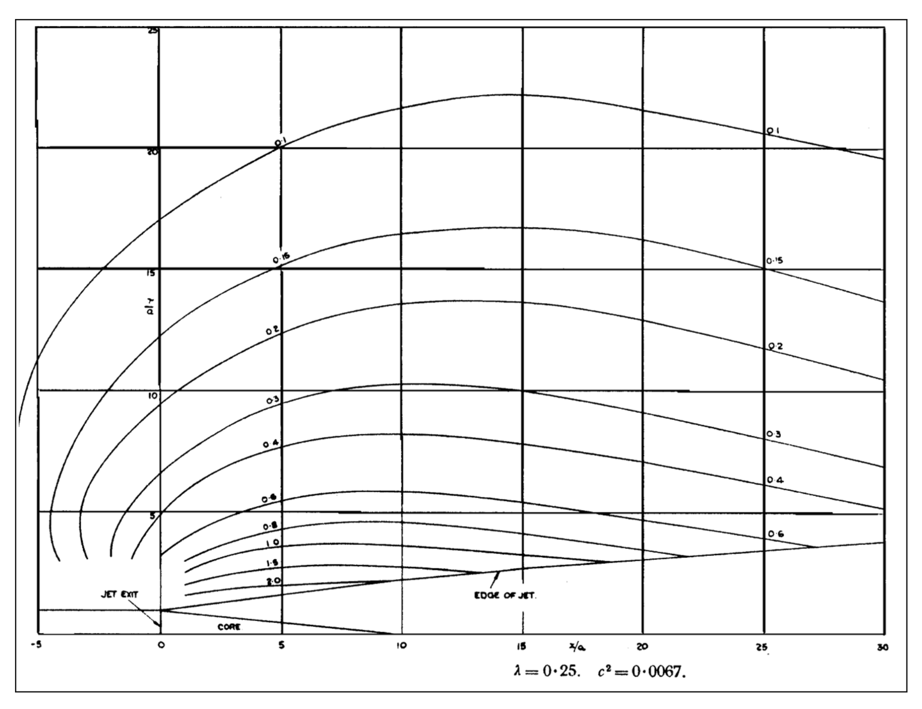
4 ـ 8 تأثيرات المحرك النفاث والصاروخ في الاستقرار والتحكم
Jet and Rocket Effects on Stability and Control

عدا حالة V/STOL، فإن تأثيرات المحرك النفاث أو الصاروخ في استقرار الطائرة والتحكم بها تميل لتكون صغيرة مقارنة بالطائرات ذات الدفع المروحي العالي. هذا بسبب غياب تيار الجريان وتأثيرات الرفاس المباشرة. ولكن رغم ذلك، فهي ليست قيمة مهملة.

في ذات الوقت الذي جربت فيه أولى الطائرات النفاثة، كانت النظرية الضرورية لتفسير ذلك جاهزة. وكان ثمة حاجة إلى معاملين جديدين لتفسير القوة الناظمية على مدخل فوهة النفث وانحراف تيار الجريان العائد للجريان داخل النافث أو عادم الصاروخ.

4 ـ 8 ـ 1 القوة الناظمية لفوهة دخول النافث Jet intake normal force

قام الدكتور هربيرت ريبنر مهندس الـ NACA، المساهم المهم في معرفة تأثير قوى الرفاس في الانعراج، أو قوى الرفاس الناظمية، بتجهيز النظرية المماثلة لفوهة دخول الهواء للنافث (Jet air intake)، أو ما يسمى خوارزمية القوة الناظمية للنافث (Ribner, 1946). استندت صياغة ريبنر في نظريته حول القوة الناظمية للنافث، إلى كتلة انسياب الهواء الداخلة لفوهة كل نافث، والزاوية التي يدور بها الهواء لدى دخوله أنبوب النفث. تتفادى هذه الطريقة بمهارة القيام بتقدير أو بقياس توزعات الضغط في داخل وخارج أنبوب النفث، بالرغم من أن القوى الناظمية المحصّلة يجب أنْ تُولّد بتلك الضغوط.



الشكل 4 ـ 6 الخطوط متساوية الميل (isoclines) المحسوبة للتدفق المحيط بموجة جر النافث (Jet wake). انحراف الجريان غير المستقر للذنب المركب فوق موجة جر النافث والمشار إليها بزوايا انجراف موجبة (من: Squire and Trouncer, British R&M 1974, 1944).

لعل أحد التطويرات المهمة في هذا الجانب أن يؤخذ بالحسبان التدفق العلوي (upflow) قبل أن تسبب كل فوهة دخول نافث أي نظام رفع للجناح.

وفي حالة الانزلاق، يكون التصحيح المناسب هو إيقاف أي انجراف هوائي جانبي (sidewash) قبل فوهة دخول النافث. ولحسن الحظ، تكون زوايا التدفق العلوي للجناح جاهزة بسهولة ومتوفرة على شكل منحنيات بيانية لأي جناح.

بقي هربيرت ريبنر ناشطاً حتى عام 2001، وهو يمضي فصول الشتاء في مركز بحوث لانغلي كباحث مميز مشارك في الـ NASA، ويمضي باقي العام في جامعة تورونتو.

4 ـ 8 ـ 2 انحراف تيار الجريان بسبب التدفق إلى الداخل
Airstream deviation due to inflow

يتصرف التيار الصادر عن فوهة النافث أو الصاروخ كطبقة هيدروليكية تعتلي محيطاً من هواء بارد حر الجريان. وقد أنتج سكوير وترونسر (H. B. Squire and J. Trouncer) في عام 1944 خرائط رائعة متساوية الميل (isocline) لزوايا انحراف الجريان الحر حول النافث (Jet) (الشكل 4-6). إن معنى زوايا الانحراف هنا ينحصر في تدفق الجريان الحر المغذي لطبقة النافث. وإن زوايا الانحراف التي حسبها سكوير وترونسر قد اعتمدت على أنها نسبة سرعة النفث إلى سرعات الجريان الحر الأكبر. وعليه، فالنسبة الكبرى للسرعة تمثل زاوية الانحراف الأكبر.

إذا تم إنقاص السرعة من قيمة موازن (trim) معينة عند فتحة خانق ثابتة، فإن نسبة سرعة النفث إلى سرعة الجريان الحر تزداد، وهذا يزيد من زوايا انحراف الجريان الحر إلى النافث عند أي موضع، في الحالة المشتركة التي يمر منها النفث تحت الذنب الأفقي، وهذا يزيد من فعالية زاوية الانجراف (downwash) السفلي بانخفاض السرعة، وهذا يؤدي بدوره إلى حالة عزم تسلق/انحدار رافعاً أنف الطائرة إلى الأعلى عند سرعات دون سرعة الموازن (trim)، وهو أثر مزعزع للاستقرار. ولقد وجد أن النقطة المحايدة الأمامية (forward neutral point) بمقدار 10٪ من متوسط وتر الجناح في الأقل عندما تتقدم فتحة النافث الجزء الأفقي من الذنب. بالمقابل، لم تقس إلا تأثيرات استقرار بسيطة في حالة عوادم النافث الموضوعة خلف الذنب الأفقي.

من ناحية أخرى قام سكوير وترونسر بحساب انحرافات زوايا الجريان داخل النفاث مقارنة بالانحرافات عند نفس درجة الحرارة للجريان الحر. ويكون

التصحيح مطلوباً عند تطبيق هذه المعطيات على نوافث مسخنة كالتي تأتي من المحركات الصاروخية. ويرتبط مكافئ نسبة سرعة النافث البارد بنسبة سرعة النافث الحالي من خلال دالة (function) تتضمن نسبة حرارة النافث إلى حرارة الجريان الحر.

4 ـ 9 تأثيرات تدفق النفث في طائرات الإقلاع والحط العموديين **Special VTOL Jet Inflow**

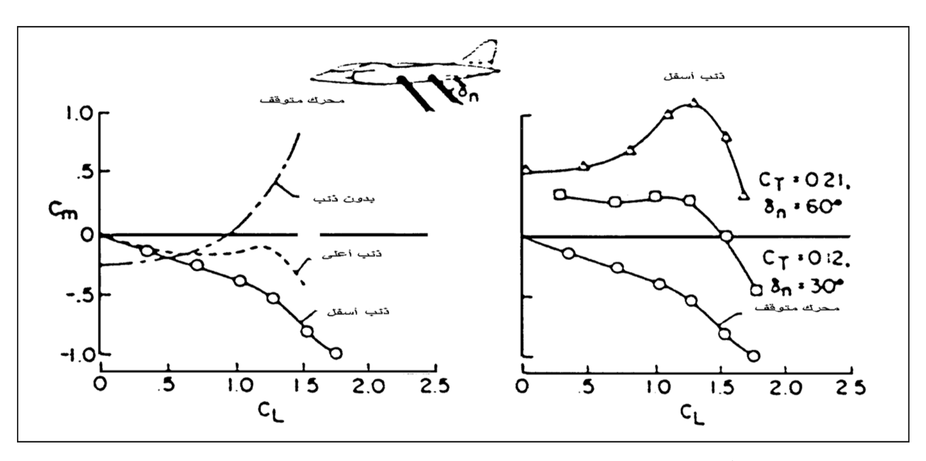
قد يؤدي انحراف تيار النفث في طائرات VTOL كطائرة هوكر سيدلي هاريار (Hawker-Siddeley Harrier)، وطائرة ماكدونال دوغلاس، هاريارII (McDonnell Douglas AV-813 Harrier II) إلى تأثيرات غير مستحبة في الاستقرارية الطولية السكونية تبتدئ في زوايا انحراف التيار التي تتوسط حالتي الحوم (hovering) والطيران العادي.

وكما هو مبين في الشكل 4-7، إن زواية انحراف لتيار النفث مقدارها 60 درجة بإمكانها وضع الموازن الأفقي في ذنب الطائرة بوضع مرتفع مؤثر قياساً إلى حقل دفق النفث، وهذا يؤدي بدوره إلى زوايا اجتراف سفلي عريضة على الذنب (McKinney, Kuhn, and Reederm 1964). وتحصل هذه الحالة حتى وإن كان الذنب في موقع منخفض بالنسبة إلى وتر الجناح، وهو أمر ضروري في الأجنحة المتراجعة أو المنسحبة إلى الخلف (swept back wings) لتفادي حصول تسلق (pitchup) في السرعات العالية يطلق عليه التسلق فوق الصوتي (transonic pitch-up).

وبعبارة أخرى فإن عملية إيجاد ذنب أفقي بموضع عمودي لتحقيق استقرارية طولية سكونية جيدة تحت كافة ظروف الطيران قد يكون صعباً عند انحراف تيار النفث مع وجود أجنحة متراجعة في طائرات VTOL، مثل الهاريار.

بالإضافة إلى ما تقدم فهنالك مشكلة إضافية للدفق الداخلي (inflow) تحصل في طائرات VTOL ذات الرفاس المائل (tilt rotor) أثناء معدلات الانحدار العالية والسرعات الحيوية المنخفضة، ويشاركها في ذلك طائرات الأجنحة الدوارة (الهيليكوبترات) والجايروكوبترات وغيرهما. يسبب الانحدار بمعدلات كبيرة فقدان غير متناظر (asymmetric loss) في الرفع مع حركة دحرجة (roll) غير مسيطر عليها، وذلك بسبب الدفق إلى الأعلى (upflow)

خلال انصال الرفاس الناجم عن الانحدار السريع، وتداخله مع الدفق إلى الأسفل (downflow) اللازم للرفع.



الشكل 4 ـ 7 يبين أثر موضع الذنب المنخفض الذي يحقق استقرارية جيدة عند توفر معامل رفع كبير في طائرات الأجنحة المتراجعة، وفي عدم استقرارية طائرات VTOL عند تعرضها لتيار نفث منحرف. ويظهر المخطط إلى اليسار الاستقرارية عند إطفاء قدرة النفث، كما يظهر المخطط إلى اليمين عدم الاستقرارية عند انحراف تيار النفث بزاوية مقدارها 60 درجة (أعيد طبعها بترخيص من: SAE Paper No. 864A, © 1964, Society of Automotive Engineers Inc.)

4 ـ 9 ـ 1 إخماد النفث وتأثيرات العطالة Jet damping and inertial effects

وصف هانس فيتر (Hans C. Vetter) أثناء وجوده في مصنع شركة دوغلاس (Douglas Co.) في السيفوندو ـ كاليفورينا ما يمكن توقعه من تأثيرات نتيجة تخامد هواء النفث من مدخل أنبوب النفث ومخرجه (exhaust). ولقد اعتبر أن الهواء في أنبوب النفث (jet duct) يتحرك بمسار شعاعي نسبة إلى مركز الثقل (CG) عندما تؤدي الطائرة اهتزازات دورانية (rotational oscillation). وتسبب هذه الاهتزازات قوى ضغط على هيكل الطائرة باتجاه مقاوم للسرعات الزاوية (angular velocities) الأمر الذي يضيف تخامد كوريوليس (Coriolis Damping) إلى عزوم التخامد الإيروديناميكي (Aerodynamic Damping Moments) التي توفرها سطوح الجناح والذنب. تعتمد عزوم تخامد النفث على المسافة بين

مركز الثقل ومدخل النفث (Jet intake)، ومخرجه، بالإضافة إلى أبعاد أخرى (Vetter, 1953).

ويظهر أن تخميد الانعراج وزاوية الرفع الصنعيين، المطبقة في كافة الطائرات النفاثة تميل إلى التقليل من تأثيرات تخامد النفث. ومع ذلك إن تخامد النفث يبقى من الأمور الحيوية في السرعات الجوية القليلة ومستويات الدفع (thrust) العالية، التي تتعرض لها الطائرة عادة في الارتفاعات القليلة. كما أن التخامد الهيكلي (airframe damping) الطبيعي يكون في أفضل حالاته في الارتفاعات الواطئة. ومع ذلك يبقى المصممون الحذرون يشملون تخامد النفث في حساباتهم. هذا، وتشير فرضية فيتر ضمناً إلى أن للطائرات المدفوعة بصواريخ، تخامد كوريوليس للنفث أيضاً. ولكن، بالطبع فقط في عادم الصاروخ (مخرجه).

يخلق العزم الزاوي للرفاسات والأجزاء الدوارة في المحرك النفاث عزوم تفاعل عطالي عندما تتحرك الطائرة انعراجاً أو تسلقاً/ انحداراً. والأمر سيكون مشوقاً ذكره عند تحليل الترابط العطالي (intertial coupling) الذي سيناقش في الفصل الثامن، ومع الانهيار الحلزوني في الفصل التاسع.

الفصل الخامس

إدارة قوى التحكم

Managing Control Forces

فيما تطورت الطائرات من بدعة العصا والسلك إلى الطائرات ذات السرعات فوق الصوتية المرعبة، إلا أن الطيار في خضم كل ذلك لم يتغير. كذلك، ومع إن المستويات الدنيا والعظمى المرغوبة لعصا القيادة، وقوى التحكم المطلوبة بدواسة دفة الاتجاه للقيادة والمناورة بقيت هي نفسها ـ لكن الحلول الهندسية التي تعالج هذه القوى قد تغيرت مع الزمن.

5 ـ 1 مستويات قوة التحكم المرغوبة Desirable Control Force Levels

في عامي 1936 و1937 كان طيارو ومهندسو بحوث NACA ميلفين كاف (Melvin N. Gough)، وبيرد (A. P. Beard)، وويليام ماك آفوي (William H. McAvoy) قد استخدموا قُمرة قيادة مجهزة لتحقق أعلى مستوى للتحكم بوسائل لقيادة (عصا تحكم وعجلة قيادة) فوجدوا أنه في التحكم الجانبي كانت القوة العظمى المطبقة على قبضة العصا بيد واحدة تساوي 30 باونداً، وتساوي 80 باونداً على إطار عجلة القيادة. وفي التحكم الطولي كانت القوة العظمى المطبقة على قبضة العصا 35 باونداً و50 باونداً على العجلة. وكانت القوى الصغيرة مرغوبة وسهلة المنال بوجود أنظمة التحسس الصنعية الحديثة.

سمحت منظمة الطيران الفيدرالي (FAA) باستخدام قوى أكبر في طائرات الركاب وفق المواصفة (FAR Part 25)، والقيمة 75 باونداً سمح باستخدامها للتطبيق المؤقت. مهما يكن، فقد ظهرت المعلومات المجمعة من كتيب المواصفة (MIL-STD-1797)، الوثيقة العسكرية الحالية، أن أكثر بقليل من 50٪

من الطيارين الرجال وأقل من 5 ٪ من الطيارين النساء كانوا جديرين بانجاز هذا المستوى من القوة.

هذا وقد استخدمت مستويات القوة لكاف ـ بيرد ـ ماك آفوي (Gough- Beard- McAvey) بشكل عام كحدود عليا للتحكم التقليدي بالعصا، وبعتلة القيادة ذات المقبضين (Yoke) ودواسة دفة الاتجاه، لكن مستويات قوة أقل بكثير كانت قد حددت لأنظمة اللمس الصنعي (Artificial Feel Systems) وتحكمات العصا الجانبية (side stick) العاملة بالرسغ وبحركات الذراع.

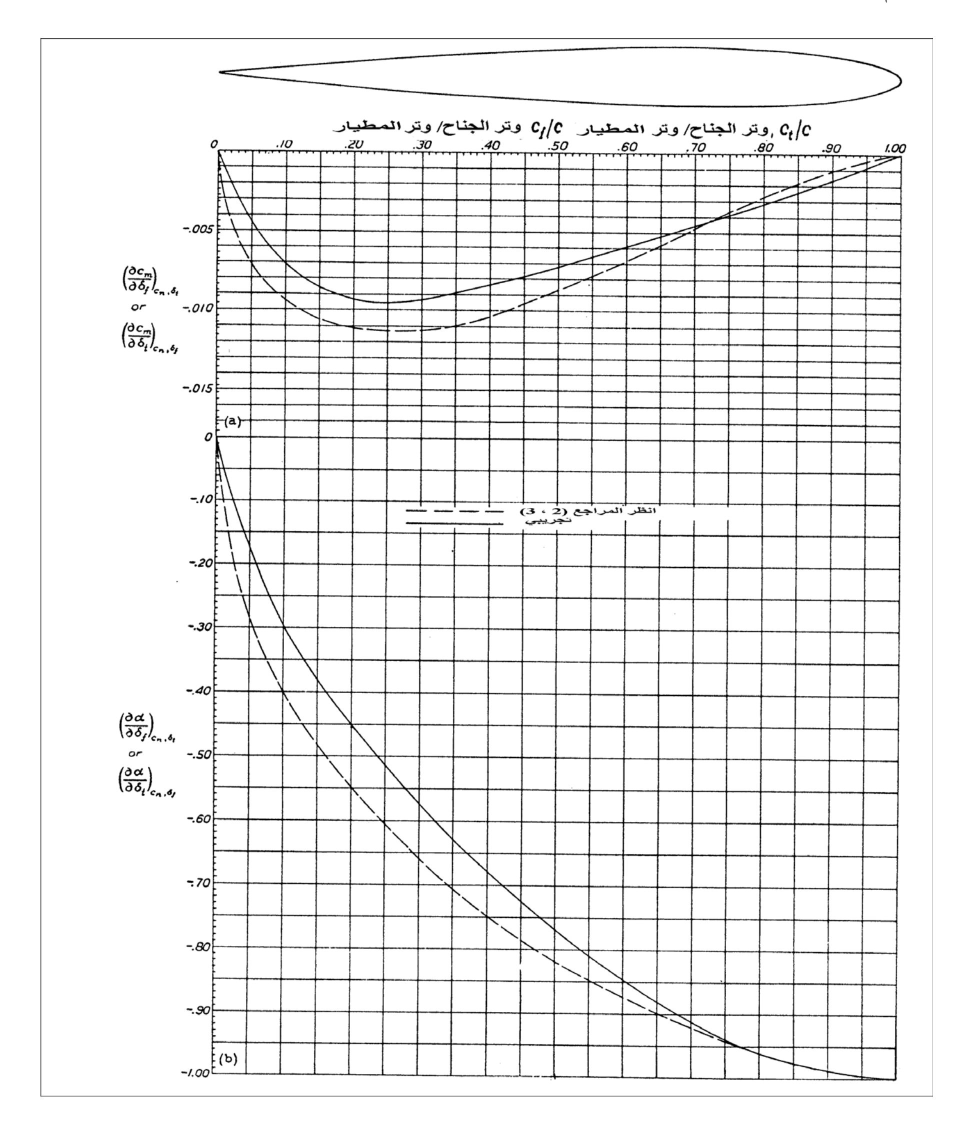
5 ـ 2 خلفية معلوماتية حول سطوح التحكم المتوازنة إيروديناميكياً
Background to Aerodynamically Balanced Control Surfaces

عندما أصبحت الطائرات كبيرة، سطوح التحكم فيها، وارتفعت سرعاتها إلى عدة مئات من الأميال بالساعة، نمت قوى التحكم لدرجة تخطت فيها حدود قوة كاف ـ بيرد ـ ماك آفوي. حينئذٍ احتاج الطيارون إلى مساعدة في تحريك سطوح التحكم إلى كامل قدراتها للتغلب على ضغط الهواء الذي يمر على هذه السطوح. لذا كان بديهياً استخدام قوى هذه الضغوط نفسها على امتدادات سطوح التحكم أمام المفصلات (hinges)، ذلك لموازنة قوى الضغط التي تحاول إبقاء سطوح التحكم تأخذ الشكل الانسيابي مع الجناح.

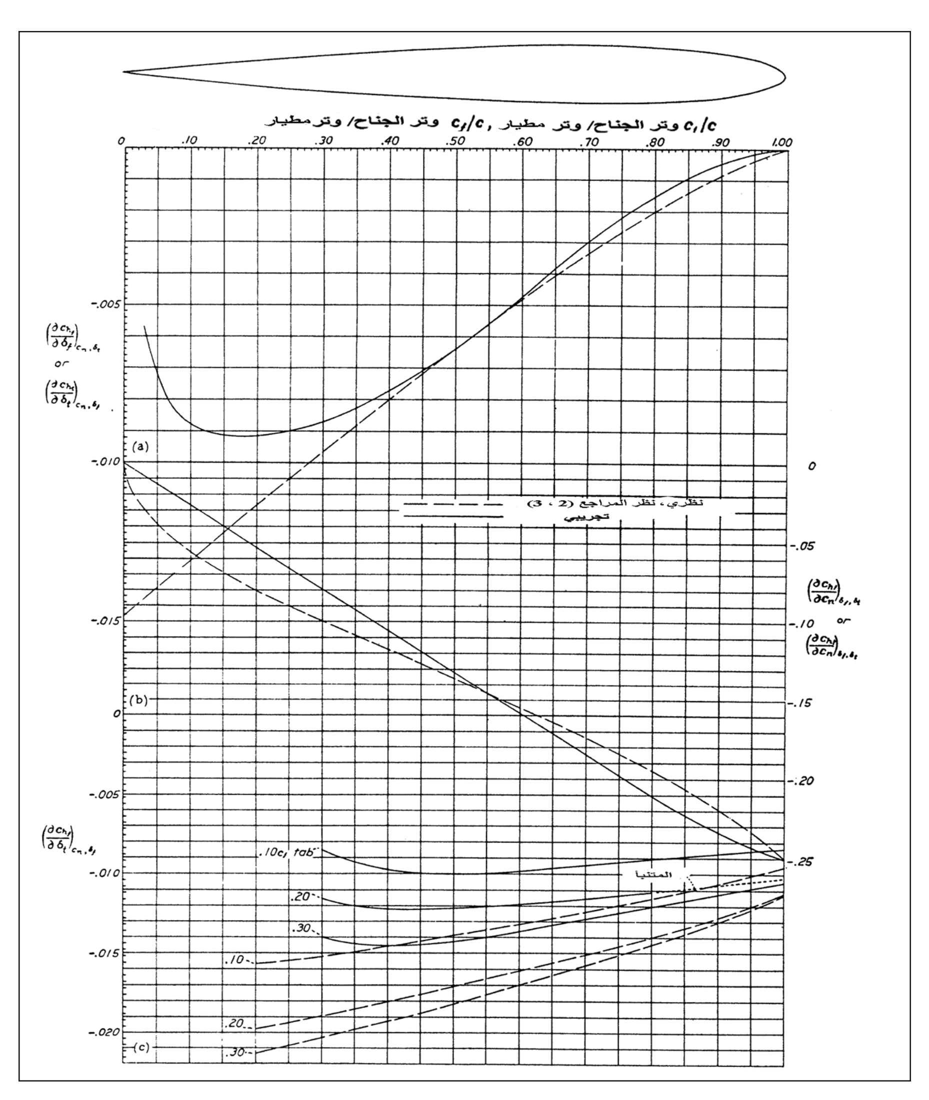
إن تاريخ التطور الحالي لسطوح التحكم المتوازن إيروديناميكياً لم يكن يتقدم بصورة منطقية. لكن أول خطوة منطقية يمكن أن تؤسس خلفية لتصميم الموازنات كانت من خلال تطوير مخططات بيانية لتصميم القوى وعزوم المفصل حول سطوح التحكم غير المتوازنة. لقد نفذت هذه الخطوة أولاً في بريطانيا العظمى (Glauret, 1927)، عندما اعتمد كلوريه على نظرية المطيار الرقيق (thin airfail theory). لحقه في ذلك بيرين (W. G. Perrin) في السنة التالية بقاعدة نظرية تعتمد تصميم جنيح تحكم (control tab)، (Perrin, 1928).

وكانت الخطوة المهمة التالية على خلفية القوى وعزوم المفصل لسطوح التحكم غير المتوازنة متمثلة في اختبارات NACA لتوزيع الضغط على المطيار NACA 0009، وهو مطيار صمم خصيصاً لسطوح الذنب (Ames, Street and Sears, 1941).

يبين الشكلان 5-1 و5-2 مقارنة هذه النتائج بنظرية غلوريه (Glauert)؛ وفيها تتطابق الميول حول مفصل سطح التحكم على امتداد وتر المطيار ونظرية المقطع الرقيق لمطيار غلوريه، لكن بتأثير أقل للقلاب، ولعزم المفصل عن القيم النظرية.



الشكل 5 ـ 1 عزم الرفع وتأثير مُوسطات التحكم لمقطع قلاب بسيط NACA 0009، مشتق من توزيعات الضغط. تمثل الخطوط المتقطعة نظرية المقطع الرقيق لغلوريه (Glauert) (من: (Ames and Sears, NACA Rept. 721, 1941).



الشكل 5 ـ 2 عوامل عزم المفصل لمقطع قلاب بسيط لمطيار NACA 0009، مشتق من توزيعات الضغط. تمثل الخطوط المتقطعة نظرية المطيار المقطع الرقيق لغلوريه (Glauert) (من (Ames and Sears, NACA Rept. 721, 1941).

لقد طور آميس وشركاؤه مخططاً معقداً جداً لاشتقاق بيانات جناح ثلاثي الأبعاد، وكذلك الذنب من المخططات البيانية للتصاميم ثنائية الأبعاد. كان عمل NACA قد اختص أساساً بالذنب الأفقي ومن خلال جمع معلومات عن الذنب الأفقي الحقيقي لـ 17 سطحَ ذنب مختلفاً، 8 منها روسية وثلاثة من كلٍّ من بولندا، وبريطانيا، والولايات المتحدة (Silverstein and Kartzoff, 1940). وأتت

المخططات البيانية الكاملة لتصميم سطح التحكم متأخرة، بعد نشر عدد من كتب دليل الاستقرار والتحكم في بلدان متعددة (انظر الفصل السادس، الفقرة 6 ـ 2).

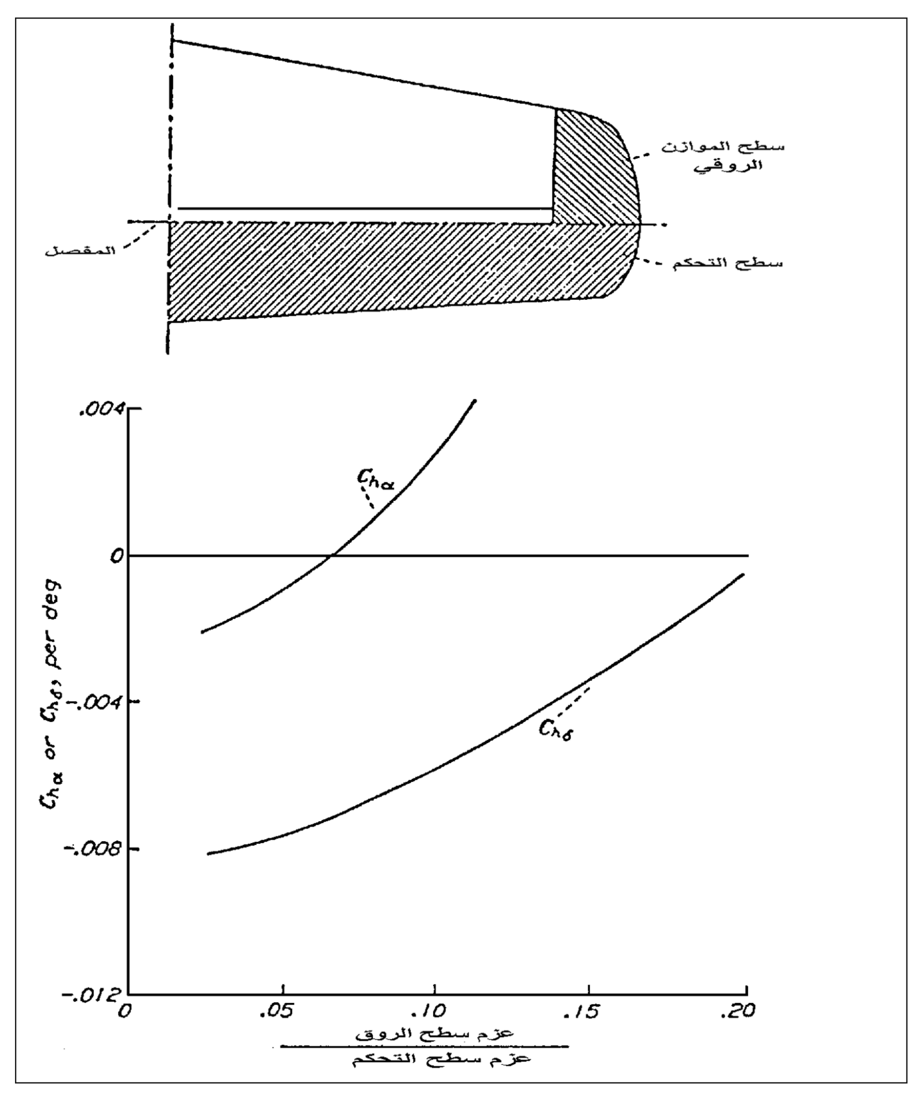
5 ـ 3 الموازنات الإيرودياناميكية الروقية Horn Balances

إن أول الموازنات الإيرودياناميكية التي استخدمت كانت موازنات روقية (horn balances) تكون فيها المنطقة قبل خط المفصل مستعملة فقط عند أطراف سطح التحكم. وفي الحقيقة، ظهر الموازن الإيرودياناميكي الروقي لدفة الاتجاه في صور فوتوغرافية للطائرات مويزانت (Moisant) وبليريوت (Bleriot XI) XI وحيد الجناح عام 1910. وكان مشكوك فيه أن تكون موازنات دفات التحكم في طائرات مويزانت وبليريوت قد قصد منها تخفيض قوة التحكم لهذه الطائرات البطيئة والصغيرة جداً. إلا أنه من ناحية أخرى كان لموازنات دفات التحكم في دفة الدحرجة ودفة الاتجاه للطائرة المائية الكبيرة كورتيس F-5L (Curtis F-52 flying boat) لعام 1918 بالتأكيد ذلك الغرض.

أظهرت قياسات النفق الهوائي لتخفيضات عزم المفصل الناتجة من استخدام موازنات دفات التحكم وجود خصائص هامة. تنشأ عزوم مفصل سطح التحكم من مصدرين: التحكم بالانحراف المتعلق بسطح تحكم ثابت (δ) وزاوية هجوم السطح الثابت أو الأساسي (α). وتعطى العلاقة بالشكل الخطي بلا أبعاد بالمعادلة $C_h = C_{h\delta}\,\delta + C_{h\alpha}\,\alpha$ ، حيث إن معامل عزم المفصل C_h يساوي عزم المفصل مقسوماً على كل من مساحة سطح التحكم، وطول الوتر الوسطي الواقع خلف خط المفصل، والضغط الديناميكي. وتكون المعاملات $C_{h\delta}$ و$C_{h\alpha}$ مشتقة من المعامل C_h نسبة إلى ن ول على التتالي. بشكل طبيعي يأخذ كلا المعاملين الإشارة السالبة. المعامل $C_{h\delta}$ السالب يعني عودة الدفة إلى وضعها المحايد عند تحريكها حول المفصل. المعامل $C_{h\alpha}$ السالب يعني أنه عندما يأخذ السطح الثابت زاوية هجوم موجبة فإن سطح التحكم يعوم صاعداً، أو ترفع الحافة الخلفية له إلى الأعلى.

إن عوم سطوح التحكم نحو الأعلى يقلل من أثر الاستقرار في سطوح الذنب. وتم اكتشاف أن موازن (horn) دفة التحكم يؤمن تغير موجب للمعامل $C_{h\alpha}$، ومقللاً من الميل للعوم إلى الأعلى، ويُزيد من الاستقرار في حال كان تحكم الطيار حراً وكان سطح التحكم يعوم بشكل حر (الشكل 5-3). ويتوجب أن تقارن الميزة لموازن دفة التحكم مع اثنين من العيوب، عزوم الموازن

الإيروديناميكي المطبقة على أطراف (tips) سطح التحكم والتي تلف سطح التحكم، وبالمثل، تأثيرات رفرفة الموازن المتركزة في أطرافه، حيث يكون لها عزم ذراع كبير بالنسبة إلى خط المفصل، مما يقلل من الفعالية بوجود سطح تحكم ملتف.



الشكل 5 ـ 3 تغيرات معامل عزم المفصل النمطي مع الحجم في الموازنات الإيروديناميكية المكشوفة. يتأثر عزم المفصل العائد إلى زاوية الهجوم $C_{h\alpha}$ بشكل أكبر بالموازن الروقي من عزم المفصل العائد إلى انحراف سطح التحكم $C_{h\delta}$ (من: Phillips, NACA Rep. 927, 1948).

من أصناف موازن سطح التحكم، الموازن المحجب (shielded horn)، وفيه يكون السطح الأمامي متموضعاً وراء الجزء الثابت للجناح أو لسطح الذنب. ويعتقد أن الموازنات المحجبة هي أقل عرضة لمراكمة الجليد على سطحها الأمامي. كما يعتقد بأنها أقل عرضة لشبك حبال مظلة الطيار عند قفزه من الطائرة.

5 ـ 4 الجزء الناتئ أو موازنات الحافة الأمامية Overhang or leading-edge balances

عندما تكون منطقة سطح التحكم أمام خط المفصل موزعة وعلى امتداده باع ذلك السطح، بدل أن تكون بشكل روق أو قرن في طرفه، يسمى هذا الموازن عندئذٍ بالجزء الناتئ أو موازن الحافة الأمامية (overhang or leading edge balance). وتعرّف عوامل تصميم الجزء الناتئ بالنسبة المئوية للمنطقة الواقعة أمام خط المفصل بالقياس إلى كامل منطقة سطح التحكم، وشكل المقطع العرضي للجزء الناتئ (الشكل 5-4).

بدأت المعطيات التجريبية عن تأثيرات الجزء الناتئ في عزوم المفصل وعلى فعالية التحكم، بالظهور في أواخر العشرينيات. وإن بعضاً من المعطيات الأولية أوردها آبيه سيلفيستر شتاين وكاتزوف في عام 1940 (Abe Silverstein and S. Katzoff, 1940). لقد وضع صانعو طائرة دوغلاس (Douglas Aircraft Company) أولى مفاهيمهم عن تأثيرات الجزء الناتئ، وطوروها (Root, 1939). وكما هو الحال في مجالات أخرى متعددة، فقد سَرَّع ضغط الحرب العالمية الثانية هذه التطويرات. إذ وضع رووت وفريقه لدى دوغلاس نسب التوازن للجزء الناتئ الأمثلي للقاذفة المنقضة داونتليس SBD-1، (SBD-1 Dauntless) من خلال تعويض وإضافة أوزان أمام خط المفصل وعلى شكل أنف موازن طُبّق في النموذج الأولى SBD-1، المعروف بـ XBT-2.

في أيار/مايو 1942 كتب رووت تقريراً سرياً في NACA ضمّنه سلسلة من تصاميم سطوح تحكم وتعديلات أخرى قادت إلى ميزات طيران أرضت طياري سلاح البحرية. وعلى سبيل المثال، في تعديل واحد من أصل اثني عشر تعديلاً على الذنب الأفقي التي تم اختبارها في تجارب الطيران، تغيير مقطع سطح الجزء الناتئ لدفة الرفع (elevator) من الشكل الأهليلجي إلى الشكل نصف

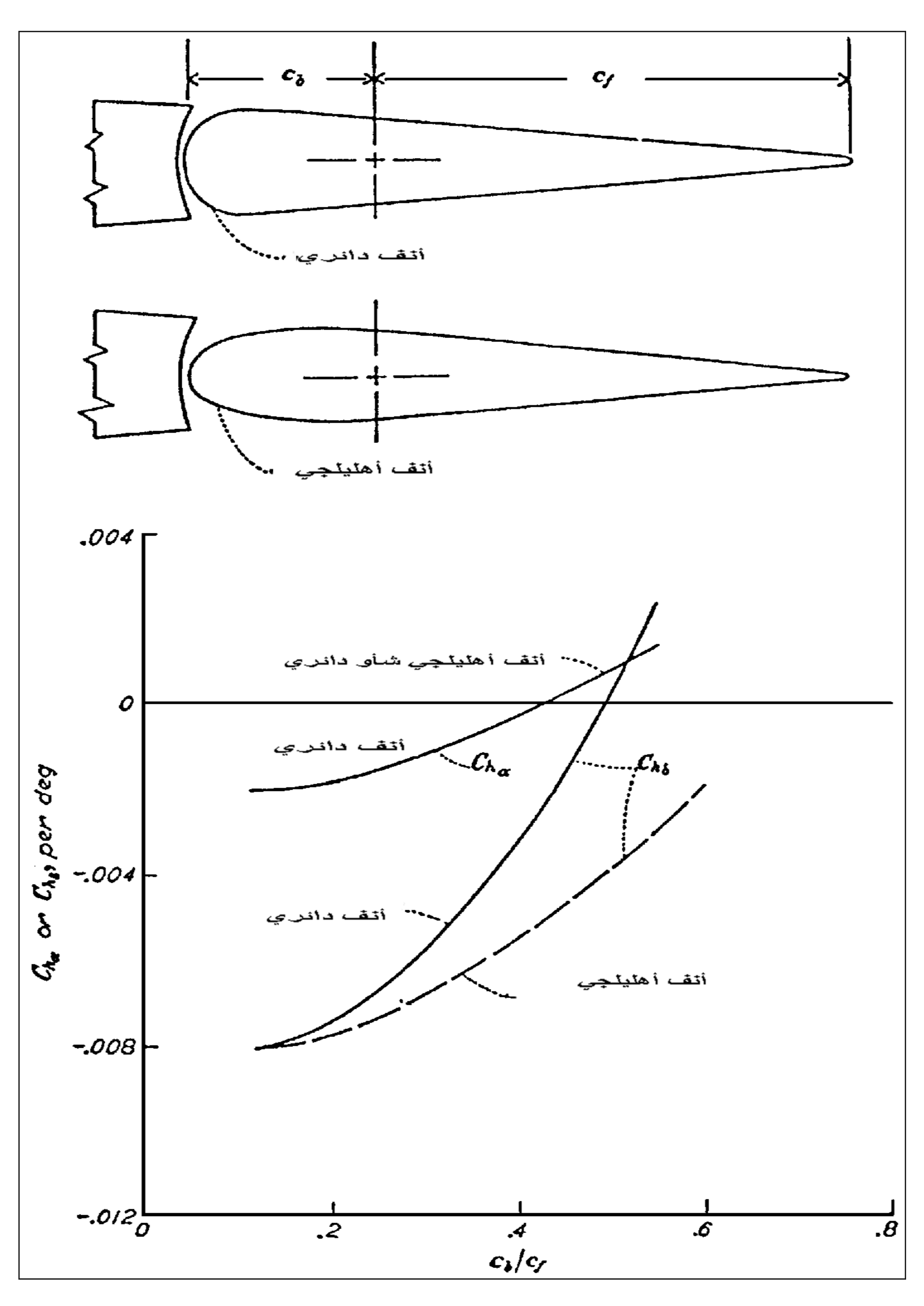
الدائري، لتوفير توازن إيروديناميكي أفضل عند حركة دفة الرفع القليلة. وكان هذا من أجل تخفيض قوى التحكم عند السرعات العالية.

لقد استمر استخدام الموازن الإيرودينامكي الناتئ، مع جنيحات الضبط النابضية (spring tabs)، في طائرات الركاب دوغلاس، من سلسلة DC-6 وDC-7 وصولاً إلى دفات الرفع ودفات الدحرجة في الطائرة DC-8 ذات الدفع النفاث. ففي الطائرة DC-8 تُوازَن دفة الرفع بواسطة موازن ناتئ بشكل أنف شبه أهليجي. وبهذا تم الحصول على تغيرات ثابتة لمعامل عزم المفصل لدفة الرفع في سرعات وصلت حتى رقم ماخ 0.96.

قدّم بعدئذٍ جورج شيرار (George S. Schairer) إلى شركة بوينغ سطح تحكم مطور تحت تجربته في كونفير (Convair) وفي النفق الهوائي Cal Tech) (CALACIT. ومع أن أولى طائرات B-17 كانت قد استخدمت جنيحات الضبط النابضية (spring tabs)، إلا أن شيرار قرر الانتقال إلى موازنات الجزء الناتئ في القاذفات B-17E وB-29.

حيث أثبت الجزء الناتئ ذو الأنف المدور في القاذفات B-29 كفاءة جيدة، باستثناء ميل دفة الرفع لتجاوز حد الموازنة عند الانحرافات الزاويّة الكبيرة. وكانت تُستخدَم الزوايا الكبيرة لدفة الرفع لدخول حالة الانقضاض بسرعة في المعارك وقد علّق كوك (Cook)، على ذلك بالقول: «كان صديق لي طيار لقاذفة B-29 في الحرب العالمية الثانية قد ائتلف هذه الصفات، فإذا قلنا إنه عاد من واجب قصف يعني أن الأمر بات سائغاً ومقبولاً. على أي حال، لم يكن الجزء الناتئ لدفات الدحرجة فعّالاً في الطائرة B-29، وكانت القوى المؤثرة في التحكم إلى حدٍّ ما مفرطة».

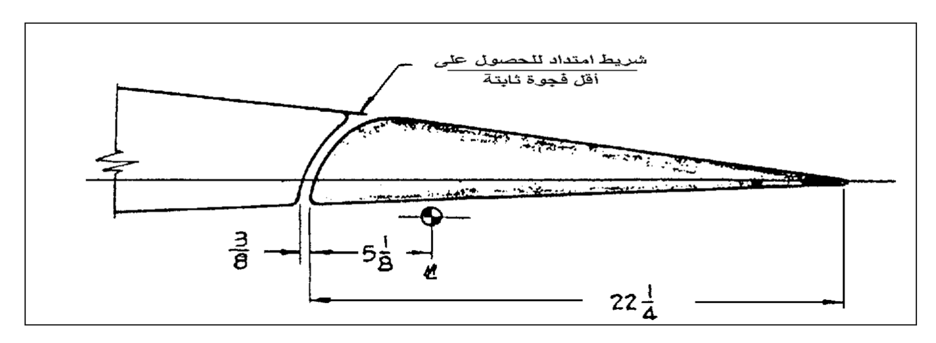
تم تلخيص الأعمال التي طورت الموازن الإيرودينامكي الناتئ من قبل قسم لانغلي للأبحاث في NACA، (Toll, 1947). وقد بقي تقرير لانغلي هذا مرجعاً مفيداً لمصممي الاستقرار والتحكم المحدثين، والعاملين في مجال الموازنات الإيرودينامكية الناتئة والموازنات الأخرى على حدٍّ سواء.



الشكل 5 ـ 4 تغير معامل عزم المفصل النمطي مع حجم الحافة الأمامية أو للموازنات الإيروديناميكية ذات الجزء الناتئ. يكون الأنف المدور أكثر فعالية في تخفيض عزم المفصل العائد إلى انحراف السطح $C_{h\delta}$ من الأنف الأهليلجي، والذي لايبرز كثيراً ضد التيار الهوائي عندما ينحرف السطح (من: Phillips, NACA Rep. 927, 1948).

5 ـ 5 دفات «فرايز» للدحرجة Frise Ailerons

يقع خط المفصل لدفة فرايز للدحرجة المسماة باسم مخترعها ليسلي (Leslie George Frise ailerons)، دائماً عند أو تحت السطح السفلي للجناح. فإذا رأيت قوس دعامة مفصل تحت الجناح، فمن المحتمل أنك تنظر إلى أحد دفات فرايز للدحرجة (الشكل 5-5). لقد استخدمت دفة فرايز في طائرات تاريخية بعد الحرب العالمية الأولى، متضمنة بوينغ XB-15 وB-17، وبيل P-39، وغرومان F6F-3 وTBF، وفي طائرات الحرب العالمية الثانية الاعتراضية المشهورة ـ سبيتفاير، وهوريكان، والمقاتلة فوغ ـ وولف 190. وقد استخدمت دفة فرايز خلال الحرب العالمية الثانية في كلٍ من كورتيس ـ رايت C-46 كوماندو، ودوغلاس C-54 سكايماستر، لتحل مكان نظام الدفع الهيدروليكي المستخدم في نماذجها الأولية.

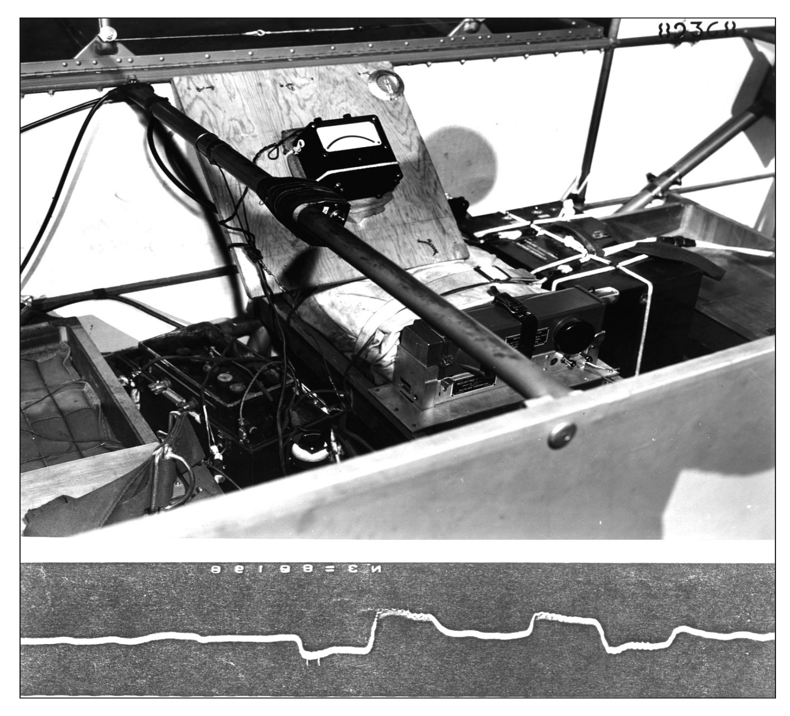


الشكل 5 ـ 5 تصميم دفة فرايز المستخدمة في الطائرة دوغلاس داونتليس SBD-1، (Douglas SBD-1 Dauntless). **كان هذا التصميم هو الشكل السابع والنهائي الذي تم اختباره في عام 1939 ـ 1940. وقد تغير بعدئذٍ شكل الأنف، و فجوة الجناح ـ الدفة، موضع خط المفصل، ومُوسطات كتامة الفجوة** (Gap seal parameters) **(من:** Root, NACA w-81, 1942).

يرسم من نقطة المفصل تحت سطح الجناح قوس يكون مماساً للسطح العلوي للجناح ويخترق سطحه السفلي لمسافة تتقدم خط المفصل، ولتكوين موازن ناتئ للسطح الأمامي للدفة. ويمكن أن تعمل الفجوة بين الجناح ودفة الدحرجة أصغر ما يمكن من خلال تركيب قوس آخر أوسع قليلاً من القوس الأول. وهذا بالحقيقة هو التصميم المثالي لدفة فرايز. تخفض الفجوة الضيقة من تدفق الهواء القادم من منطقة الضغط العالي على سطح الجناح السفلي إلى منطقة الضغط المنخفض على سطح الجناح العلوي، مما يؤدي إلى تخفيض الكبح، وبذلك تكون دفة فرايز أقل عرضة لتراكم الجليد، ولذلك سمّيت هذه

الدفة في كتيب قوات سلاح الجو في الولايات المتحدة لمصمّمي الطائرة بدفة الدحرجة المضادة للتجلد (anti-icing aileron).

يتعرض الأنف الحاد نسبياً لدفة فرايز لسرعات هوائية عالية ولضغوط ساكنة منخفضة عندما يمتد تحت السطح السفلي للجناح، أي عندما تكون الحافة الخلفية للدفة متجهه إلى الأعلى. وهذا يؤدي إلى رجحان الدفة الصاعدة في الجهة الأخرى من الجناح. من ناحية أخرى، تربط دفتا فرايز في الجناحين الأيمن والأيسر بكبلات تحكم (control cables) أو بقضبان شد (push rods) بحيث يبقى أنف الدفة الحاد ضمن محيط الجناح؛ وعند ربط الدفتين في الجناحين من خلال آلية تحكم الطيار تصبح التركيبة مستقرة بقوى تحكم ضعيفة بالنسبة إلى دفة بدون موازن إيروديناميكي.



الشكل 5 ـ 6 دليل اختبار الطيران لاهتزازات دفة فرايز على الطائرة الشراعية XCG-3Waco الناتجة من تناوب انهيار وعدم انهيار نتوء الأنف في حركات الدفة إلى الأعلى. تظهر الصورة العليا المسجلة الضخمة لتسجيل سرعة الدحرجة. وتظهر الصورة الدنيا الرسم البياني لمعدل سرعة الدحرجة في حركتي دحرجة خاطفتين بدفة عظمى. تظهر اهتزازات الدفة بشكل تموجات على قيم الذروة. (من قيادة سلاح الطيران الأمريكي الصورة 89368، 1942).

لقد اعتقد بأن الأنف الحاد لدفة فرايز، الذي يبرز تحت السطح السفلي للجناح عند انحراف الحافة الخلفية للدفة إلى الأعلى، يساعد على تخفيض الانعراج المضاد عند الدحرجة. وتكون الحافة الخلفية للدفة المرتفعة إلى الأعلى (up aileron) عند نزول الجناح الأيمن إلى الأسفل وتدحرج الطائرة إلى اليمين. وفي حالة الانعراج المعاكس (advers yaw)، يتحرك الجناح الأيمن النازل إلى الأمام، فيما تنعرج الطائرة في الاتجاه المعاكس الذي يتطابق والدحرجة إلى اليمين. لقد افترض أن فصل الانسياب من بروز أنف دفة فرايز يزيد من الكبح على الجناح النازل فيشده إلى الخلف مقلّلاً من الانعراج المضاد. إن هذا يحدث إلى حدٍّ ما، ولكن عند تصميم جناح عادي بنسبة وجاهة (aspect ratio) تزيد على القيمة 6 تقريباً، يتغلب عزم الانعراج الإيروديناميكي الناجم عن حركة الانعراج (المشتقة C_{np}) على الانعراج المضاد (adverse yaw) ولا يتأثر هذا العزم بفعل دفات فرايز إلا قليلاً. هذا ويجب أن يتم التغلب على الانعراج المضاد من خلال الاستقرار الاتجاهي الجيد والمُكمل بانحراف دفة الاتجاه بالتوافق مع انحراف دفة الدحرجة.

لقد ظهر أن لدفات فرايز مشاكل في الطائرات الكبيرة، حيث يوجد كبل طويل ممتد بين قبضة التحكم والدفات. وعند تطوير الطائرة الشراعية XCG-3 Waco في عام 1942، كان الأنف الحاد لدفات فرايز ينهار. ولاينهار بصورة متعاقبة عندما تكون هذه الدفات في وضع انحراف معين. وهذا يخلق أيضاً حالة ارتجاج (buffeting) فيها وبعدها في أنف دفة الدحرجة عند أكبر زاوية انحراف، يصحبه انخفاض في توازن عزم المفصل. ويسمح شد كبل التحكم بقوة عودة دفة فرايز إلى الوضع الحيادي. لكن طالما كانت زاوية دفة الدحرجة تُخفض من عدم انهيار الأنف، فإن الموازن الإيروديناميكي يرجعها، فتعود الدفة من جديد نحو الانحراف الأعظمي، متممةً الدورة (الشكل 5-6).

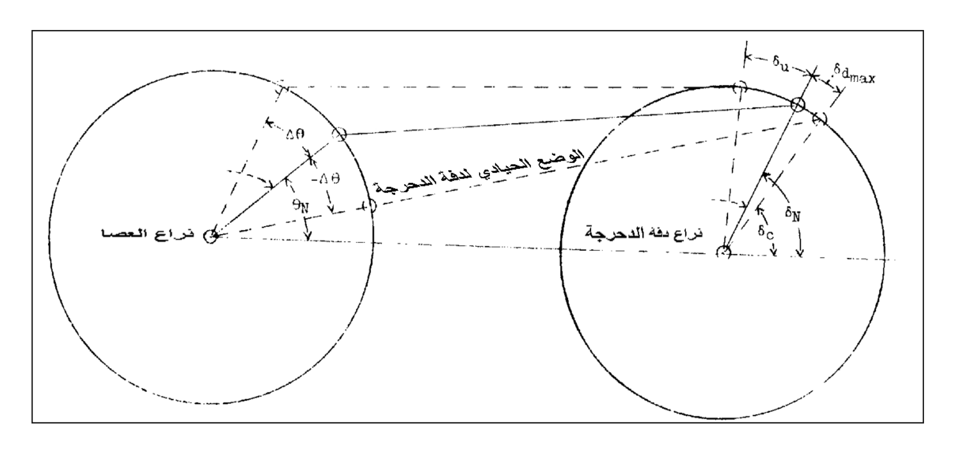
لقد كان علاج المشكلة في الطائرة XCG-3 يتحدد في تحجيم زوايا دفة الدحرجة إلى الأعلى من 30 إلى 20 درجة، وفي تقليل استدارة تدوير الأنف الحاد لتأخير عملية انهياره. وقد تم اختبار دفات فرايز المحسنة، بأنوف عالية لتأخير الانهيار، في بريطانيا في بداية عام 1934 من قبل هارتشورن (A. S. Hartshorn) وبرادفيلد (F. B. Bradfield). وتم التحقق من ميزات الأنف العالي لدفات فرايز في اختبارات NACA على الطائرة كورتيس P-40، (Goranson, 1945). وقد أضيفت حافة خلفية مائلة إلى الأنف العالي في دفات فرايز على الطائرة P-40،

لتعويض فقد الموازنة الإيرودينامكية عند الانحرافات الصغيرة. لكن بقيت القوة الجانبية لعصا القيادة خطية إلى حدٍّ كبير مع مجال حركة صغير للأعلى مقارنةً بكامل مجال الحركة (مجموع الحركة للأعلى والأسفل). وقيل إن زاوية دفة مقدارها 48 درجة، مع توفير سرعة 200 ميل/الساعة تعطي معدل انعراج عالياً ولا إحداثياً يتمثل بالعلاقة pd/2V، ويساوي 0.138.

5 ـ 6 تفاضل دفتي الدحرجة Aileron Differential

إن التفاوت في الحركة الانتقالية لإحدى دفتي الدحرجة بالنسبة إلى الأخرى تسمّى بتفاضل دفة الدحرجة (الشكل 5 ـ 7). تفاضل الدفة هي طريقة لتخفيض قوى التحكم من خلال الاستفادة من انحياز عزم المفصل في اتجاه واحد (Jones and Nerkin, 1936, Gates, 1940). وعند زوايا هجوم موجبة للجناح، يعمل عزم المفصل على كلٍّ من الدفتين عادة برفع الحافة الخلفية إلى الأعلى بحركة نَصِفُها إلى أعلى. وبافتراض أن حرف الدفة إلى الأعلى قد أعطى حركة انتقالية أكبر من الحركة الانتقالية للدفة الأخرى بفعل حركة عصا تحكم أو عجلة قيادة واحدة، حينئذ يكون العمل الناتج من عزم المفصل للحافة الخلفية المنعكفة إلى الأعلى المؤثرة في الدفة المرتفعة يمكن أن يكون مقارناً لعمل الطيار في تحريك دفة الدحرجة المنخفضة لمعاكسة عمل عزم المفصل للأعلى. وعليه، فإن قليل من قوة الطيار تكون ضرورية لتحريك المجموعة. إن التفاضل الملائم للعوم صعوداً هو ارتفاع في الحافة الخلفية لدفة الدحرجة وليس انخفاضاً. وتكون القيم النمطية 30 درجة إلى الأعلى و15 درجة إلى الأسفل. ويمكن زيادة، وحتى عكس عزم المفصل، من خلال جنيحات الضبط الثابتة (fixed tabs).

يرتبط انحراف الدفة إلى الأعلى، مع القيم السالبة لمشتق عزم المفصل $C_{h\alpha}$، ويأخذ أكبر قيمة عند زوايا هجوم عالية للجناح، وبإهمال الطيران المتسارع، فإن زوايا الهجوم العالية للجناح العلوي (high wing) تحصل عند السرعات المنخفضة. لذلك، فإن لتفاضلية الدفة تأثيراً سيئاً على تخفيض قوى التحكم بالدفة عند السرعات المنخفضة أكثر منها عند السرعات العالية، حيث تكون التخفيضات مطلوبة فعلاً. بالإضافة إلى صفة تخفيض القوة التفاضلية للدفة، فإن زيادتها إلى الأعلى بالنسبة إلى الأسفل تميل إلى تقليل زاوية الدحرجة المضادة عند انعراج دفة الدحرجة، عندما يكون الأنف ميالاً إلى التأرجح بشكل أولي في الاتجاه المعاكس لأمر الانعراج.



الشكل 5 ـ 7 مبدأ تفاضلية الدفة، أو الانتقال غير المتناظر إلى الأعلى والأسفل. حركات مرفق العصا $\Delta\Theta$ لنفس الكمية لكل جناح تسبب انحرافات كبيرة في الدفة إلى الأعلى δu أكبر من انحرافات الدفة إلى الأسفل $\delta\ d_{max}$. (من Jones and Nerkin, NACA 586, 1936) .

يبقى الانعراج المعاكس (adverse yaw) في دحرجة الطائرة مشكلة قائمة لا سيما في الطائرات الحديثة ذات الاستقرارية الاتجاهية القليلة، كالطائرات بدون ذنب (tailless)، حيث إن الاستقرار المتزايد (الفصل العشرون) يكون متوافراً، وتكون هذه الوسيلة الأكثر تأثيراً لتفاضل الدفة للتغلب على زاوية الاتجاه المضادة.

5 ـ 7 الموازن أو جنيحات الضبط العام Balancing or General Tabs

تؤثر جنيحات ضبط سطح التحكم في توزيع الضغط في مؤخرة سطوح التحكم، حيث يوجد ذراع عزم كبير حول خط المفصل. تُحدِث الحافة الخلفية للجنيح على سطح التحكم العلوي ضغطاً موجباً نسبياً وذروة ضغط سالب نسبي على خط مفصل سطح الجنيح الموازن (tab)، وتقود تغيرات كلا الضغطين سطح التحكم في الاتجاه المعاكس للجنيح، أو الحافة الخلفية للأسفل.

عندما يُربَط الجنيح الموازن بالجناح الرئيسي لكي يُعين الجناح في معاكسة حركة سطح التحكم، يدعى عندها بالموازن أو جنيح الضبط (balancing or geared tab) . وتستخدم جنيحات الضبط على نطاق واسع لتخفيض قوى التحكم العائدة لانحراف سطح التحكم (general tab)، وليس لها أي تأثير في عزم المفصل العائد لزاوية هجوم سطح الجناح أو الذنب. تتضمن الطائرات بجنيحات الضبط، كلاًّ من دفة الاتجاه (rudder) في الطائرة لوكهيد جيت ستار (Lockhead Jetstor) وفي الطائرة بيل P-39 (Bell P-39) ذات دفات فرايز، والطائرة كونفير 880M، (Convair) .

5 ـ 8 زاوية الحافة الخلفية وتحكمات السطح المشدوف Trailing-Edge Angle and Beveled Controls

إن لزاوية سطوح الحافات الخلفية (trailing edges) أو ما يسمى بـ «زاوية الحافة الخلفية» تأثيراً كبيراً على عزم المفصل الإيروديناميكي لسطح التحكم. ولم يكن هذا متحققاً من قبل مهندسي الاستقرار والتحكم الممارسين حتى عصر الحرب العالمية الثانية. فقد عرف على سبيل المثال، أن الزاوية الكبيرة للحافة الخلفية مسؤولة عن حركة دفة الزعنفة (rudder) الثعبانية المحيرة المكتشفة في عام 1937 في الطائرة دوغلاس DC-2. واقتباساً من وثيقة داخلية لشركة دوغلاس بتاريخ 12 تموز/يوليو 1937 من قبل أوجين رووت (متحف الطيران، سانتا مونيكا، كاليفورنيا)، نورد ما يلي:

> **كان لطائرات DC-2 الأولى صفات غير مرغوب فيها، هي أن الطائرة وهي في الأجواء الهادئة تظهر اهتزازات طولية تزداد سوءاً في الأجواء المضطربة، وكان الشعور بالغثيان لدى ركاب الطائرة ظاهرة واضحة. كما لوحظ من خلال رؤية دفة الاتجاه (rudder) خلال الطيران، إن الدفة تتحرك ذهاباً وإياباً طالقة العنان لاهتزازات الطائرة.**
>
> **من المعروف أن سطوح التحكم تُبسَط عادة على امتداد خطوط مطيار الجناح وبسبب هذه الحقيقة، فإن الجزء الخلفي للسطح العمودي، أو دفة الاتجاه، له جوانب منحنية. وكان الاعتقاد بأن هذه الجوانب تسبب الاضطراب لأنها تفصل الهواء عن سطح دفة الاتجاه قبل بلوغه الحافة الخلفية. وبعبارة أخرى وجود منطقة من الدفة لا يصطدمها الهواء، على الرغم من حركة الدفة. الأمر الذي يحفز الحركة التذبذبية للدفة. وعليه، تمّت زيادة الانحناء تدريجياً نحو الحافة الخلفية لدفة التوجيه كطريقة لتقليل المناطق المفترض أنها ميتة. . . . إلا أن هذا التغيير الذي قمنا به على دفة الاتجاه كان بالتأكيد في الاتجاه الخاطئ، لأن اهتزازات الطائرة ازدادت شدة. . . وبعد تجريب توفيقات هيكلية مختلفة على كل من الروافع ودفة الاتجاه، حاولنا أخيراً تجريب دفة بجوانب مستقيمة بدلاً من تلك التي تُنتج عادة من استعمال مطيار للسطوح العمودية. وقد شعرنا بالارتياح من اختفاء الاهتزازات بشكل كامل عند استعمال هذا النوع من دفة الاتجاه.**

وجد فريق دوغلاس أخيراً حلاً للاهتزاز المحير أو مشكلة التلوي

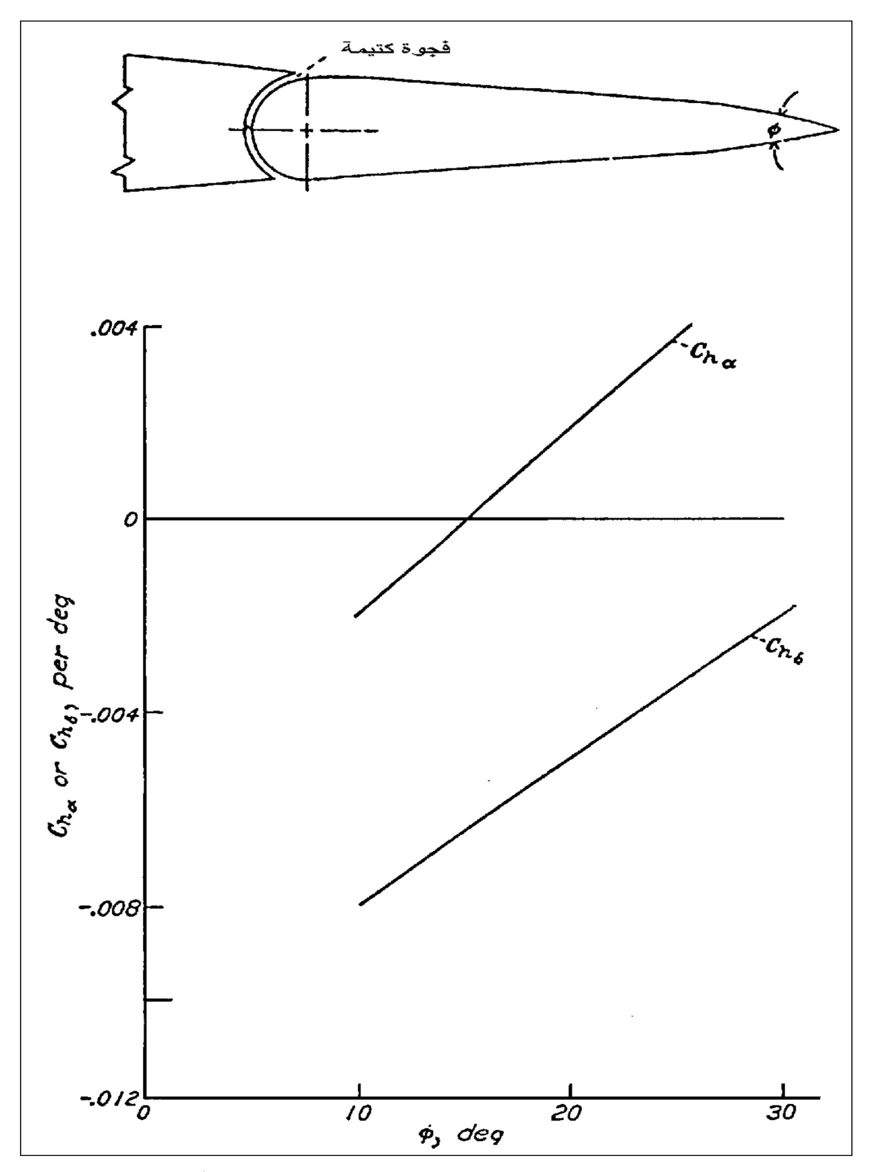
الأفعواني، بإنقاص ميل دفة الاتجاه من خلال تخفيض زاوية الحافة الخلفية. فإن سطوح التحكم المستوية تقلل من زوايا الحافة الخلفية مقارنة بسطوح التحكم التي تملأ، وتوسع، محيط هذا السطوح. لقد فهمنا الآن الدور الذي تلعبه زاوية الحافة الخلفية لسطوح التحكم على عزم المفصل. وعليه، فقد خففت طبقات الجناح المجاورة (boundary layers) من الجوانب المواجهة للربح أو من سطح الجناح الذي تمتد منه سطوح التحكم بالمقابل، وجرى تعزيز سماكة الطبقة المحاددة للجناح من جهة سطوح التحكم المواجهة للرياح عندما تتحرك هذه السطوح بعيداً عن مجرى الهواء. وبعبارة أخرى تم تخفيف سماكة الطبقة المحاددة على السطوح السفلى لسطوح التحكم وزيادتها على السطوح العليا للحصول على زوايا سطح تحكم صغيرة للأسفل أو زوايا هجوم موجبة للجناح.

إن تأثير هذا التفاضل في فعل الطبقة المحاددة للحصول على زوايا تحكم للأسفل أو زوايا هجوم موجبة للجناح يكون بإِحداث انسياب يلتصق بقوة على الجانب السفلي لسطح التحكم وليس على جانبه العلوي. فعند جريانه على امتداد السطح السفلي ينحني التيار الهوائي باتجاه الحافة الخلفية. ويُوْجد هذا الانحناء امتصاصاً موضعياً للهواء، تماماً وكأنه جنيح تحكم إلى الأعلى. من ناحية أخرى، فإن الطبقة المحاددة السميكة نسبياً على السطح العلوي تُجبر الانسياب على إهمال التقوس على السطح العلوي. وإن غياب تقوس الانسياب حول السطح العلوي يُكمل التناظر الوظيفي المتمثل بتأثير انحراف جنيح التحكم إلى الأعلى. التوصيف التقني لهذا الأثر هو أن الزوايا الكبيرة للحافة الخلفية لسطح التحكم تُخلق قيم موجبة للمشتقات $C_{h\delta}$ و$C_{h\alpha}$، التي هي مشتقات العوم (floating) والاسترجاع (restoring) على التوالي.

لقد أصبحت الآلية الحركية للاهتزازات الجانبية ـ الطولية غير المستقرة لدفة التوجيه الحرة معروفة على جانبي المحيط الأطلسي بعد تجربة الطائرة دوغلاس DC-2؛ فقد تم حساب الاهتزاز الانعراجي لدفة الاتجاه وهي تطفو باتجاه الريح (Bryant and Candy, 1939). وهذا تم تأكيده في دراستين للـ NACA (Jones and Cohen, 1941)، و(Greenberg and Sternfield, 1943). كما أن الربط الإيروديناميكي بين زاوية الحافة الخلفية وعزم مفصل سطح التحكم، المتضمن الميل نحو العوم، يكمل هذه الرواية (Jones and Ames, 1942).

إكمالاً للنجاح الذي حققته دفة الاتجاه مسطحة الجوانب في تعديل حركة

الانعراج الأفعوانية في طائرة دوغلاس DC-2، أصبحت هذه الجوانب المسطحة مطبقة كنماذج قياسية في طائرات دوغلاس. ويَنسُب وليام كوك (William H. Cook) إلى جورج شيرار (George S. Shairer) إدخال سطوح التحكم المستوية في طائرات بوينغ، حيث استخدمت لأول مرة في نموذجها B-17E وB-29.



الشكل 5 ـ 8 تغير معيار عزم المفصل المثالي مع زاوية الشدف ø لسطح تحكم مشدوف. (من: Phillips, NACA Rep. 927, 1948).

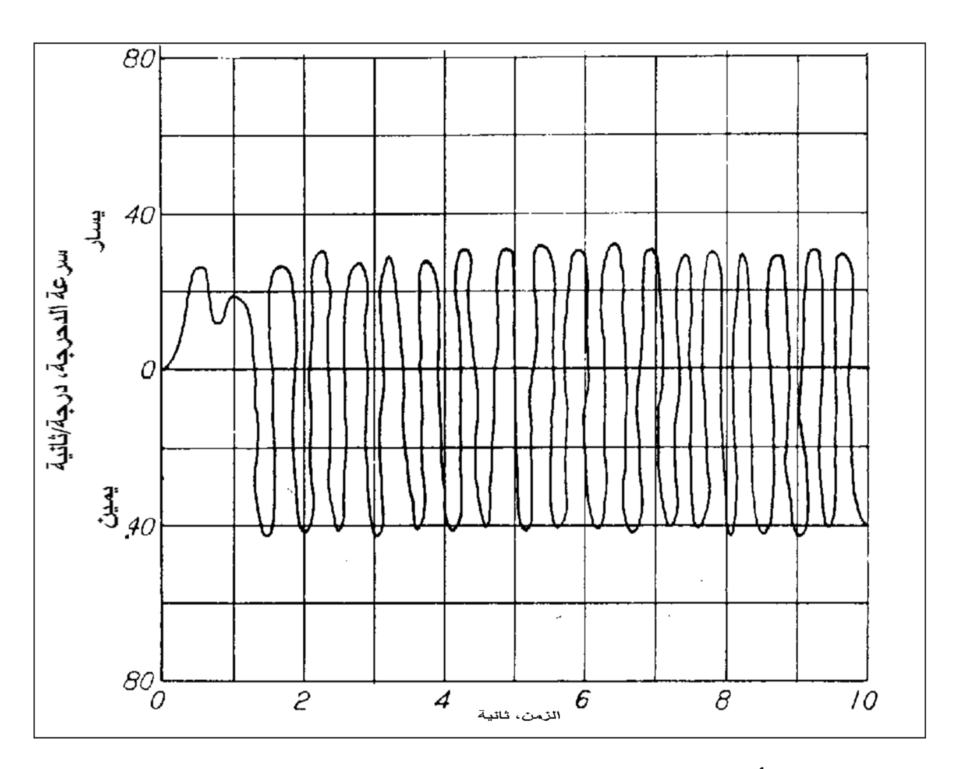
هذا وتتغاير زوايا الحافة الخلفية لسطوح التحكم المغلّفة بالقماش (fabric covered contral surfaces) أثناء الطيران بوجود تفاضل ضغطي على امتداد القماش (Mathews, 1944). وبسبب ذلك فقدت طائرة نقل نوع دوغلاس C-27 (Duglas C-74) عام 1946، عندما سبب تضخم القماش بين أضلاع (ribs) هيكل دفة الرفع زيادة في زاوية الحافة الخلفية نتج منها اهتزازات تسلق/ انحدار (pitch oscillation) عنيفة خلعت طرفي الجناح. وبسبب هذه الحادثة صارت روافع الطائرة C-74 تغلف بالمعدن وليس بالقماش.

تعمل حافة التحكم الخلفية المشدوفة في دفات الدحرجة (ailerons) بشكل جيد في زوايا شدف معتدلة، وعند تطبيقها في الطائرة موستانغ P-51 (Norht American P-51 Mustang)، ضاعفت الدفات من معدل الدحرجة المتاح عند السرعات العالية، حيث تُحدِد قوى التحكم العالية من الكمية المتاحة لانحراف الدفة. لكن، زوايا الشدف الكبيرة، حوالى 30 درجة، تصرفت بشكل غير جيد عند أرقام ماخ عالية، مسببةً تأرجحاً واهتزازاً غير مقبولين (الشكل 5 ـ 9). استمرت سطوح التحكم المشدوفة حتى وقتنا الحاضر، وقد استخدمت على سبيل المثال في دفات الدحرجة للطائرة غرومان/ غلفستريم تايغر AA-5 (Gruman/Galfstream AA-5 Tiger) وعلى بعض طائرات موونيه (Mooney).

5 ـ 9 أنظمة التحكم الكبلية **Corded Control**

اخترعت أنظمة التحكم الكبلية، على ما يبدو في بريطانيا، وتمثلت بكبلات سلكية معدنية تربط إلى سطوح التحكم أمام حافاتها الخلفية تماماً على أحد أو كلا جانبي سطح التحكم. ويكون الفعل الناتج من أنظمة التحكم الكبلية هو عكس فعل تحكم السطوح المشدوفة.

يَنتُج عن الشدوفات على جانب سطح التحكم الذي يجابه الريح ضغوطاً سلبية نسبياً قرب الجزء المشدوف الذي يوازن سطح التحكم إيروديناميكياً، مخفضاً بذلك القوى المؤثرة. من ناحية أخرى، ينتج من الكبلات المربوطة على جانب سطح التحكم الذي يُواجه الريح ضغوطاً موقعية موجبة على السطح الواقع أمام الكبل تماماً. وهذا يُزيد من تحكم القوى المؤثرة.



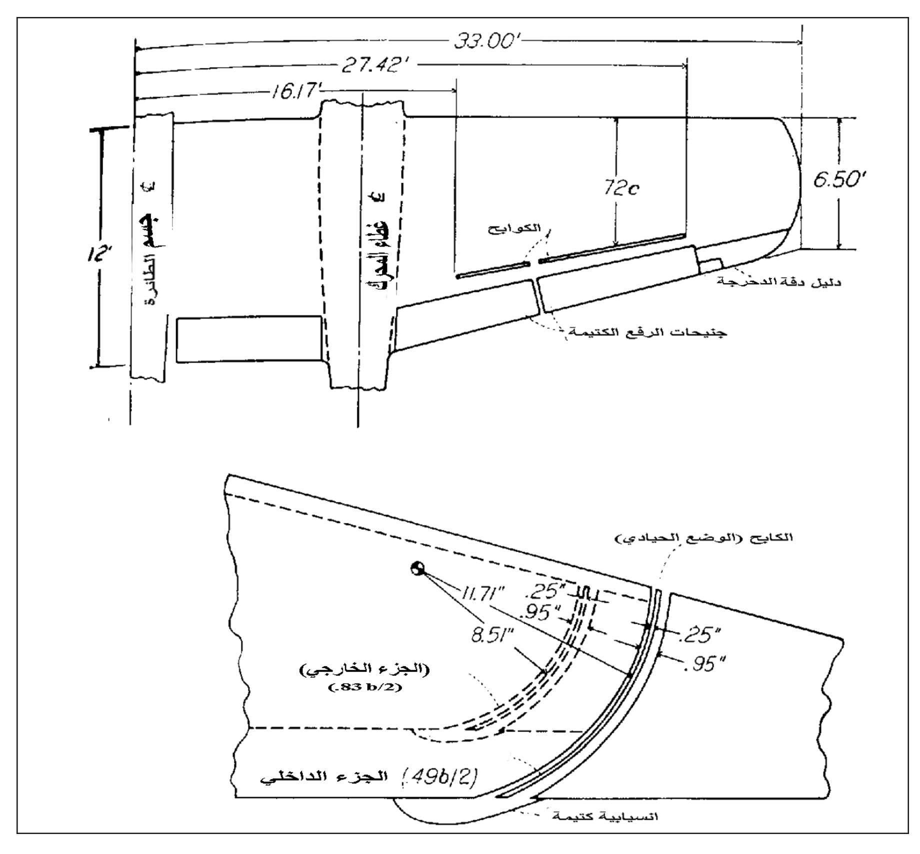
الشكل 5 ـ 9 التأرجح في الانحرافات الصغيرة، الجانب السفلي لسطح التحكم المشدوف. دفات الدحرجة المشدوفة بزاوية مفرطة 32 درجة تمر بدور اهتزاز محدد على الطائرة XP-51. لقد رسم الاهتزاز بشكل سيئ عن الأصل. (من: Toll, NACA Rept. 868, 1947).

هذا وتُستخدم الكبلات على جانبي سطح التحكم لحذف التأرجح الإيروديناميكي. وعندما تربط الكبلات على جانب واحد تعمل بمثابة جنيح موازن ثابت (trim tab). لقد تم تحقيق قوى تحكم ضعيفة للغاية بالقص والتجريب (cut and try process) من خلال البدء مع سطوح تأرجحت إيروديناميكياً، والناجمة عن موازنات الجزء الناتئ الكبيرة عمداً. تُصحح الكبلات الطويلة جداً قوى التأرجح، مُؤمنةً قوى تحكم مستقرة. وفي عملية القص والتجريب يتم تعيير الكبلات مرة أخرى بزيادات معينة لغاية الحصول على قوى مخففة ترضي الطيار والمصمم.

تسمى الإسقاطات العمودية (projections) القابلة للتغيير، على الحافة الخلفية للجناح، بقلابات غورنيه (Gurney)، وهي بمثابة جنيحات موازن بكبل من جهة واحدة.

5 ـ 10 الكابح كدفّة دحرجة (كابح دفة الدحرجة) Spoiler Aileron

يتجه كابح دفة الدحرجة نحو الأعلى من السطح العلوي لأحد الأجنحة، بهدف تخفيض الرفع على ذلك الجناح وإنتاج عزم دحرجة (الشكل 5 ـ 10). إن لكابح دفة الدحرجة نفس الاستخدام وبشكل متناظر في تخفيض الرفع وزيادة الكبح (drag) على الطائرات النفاثة الكبيرة من أجل انجاز عمليات هبوط سريعة، وفي مساعدة المكابح على المدارج. وتستخدم كوابح دفات الدحرجة عادةً إما لتحرير الحافة الخلفية للجناح لتحقيق حط بقلابات هبوط كاملة الامتداد أو لتقليل إمكانية لي الجناح بسبب فعل دفة الدحرجة في الأجنحة المرنة كثيراً.



الشكل 5 ـ 10 الكابح الشقي المضموم (plug-slot spoiler) لدفة الدحرجة في طائرة بلاك ويدو نورثروب (Northrop P-61 Black Widow) . محاولة لتحويل معظم الحافة الخلفية للجناح (إلى قلابات هبوط) (landing flaps) بدلاً عن دفات الدحرجة. توفر دفة الدحرجة الصغيرة المستخدمة كدليل تدوير للشعور بقوة العصا. (من : Toll, NACA Rept. 848, 1947).

لا تزال التفصيلات الإيروديناميكية حول عمل هذا الكابح غير مفهومة تماماً، حتى بعد سنوات من التجريب والدراسات النظرية. إن لايروديناميك الكابح سريع الفتح مرحلتين، مرحلة الفتح ومرحلة الحالة المستقرة (steady state condition).

5 ـ 10 ـ 1 إيروديناميك مَد الكابح Spoiler opening aerodynamics

أظهر المدّ السريع للكابح على السطح العلوي للجناح تجريبياً أو من خلال دراسات النفق الهوائي زيادة لحظية في الرفع، متبوعة بانخفاض سريع إلى قيمة الحالة المستقرة (steady state value) التي هي أقل من القيمة الأصلية. فعند سرعة ريح 39 قدم/ثا، تنتهي الزيادة الابتدائية بأقل من نصف ثانية، وتظهر الحالة المستقرة في غضون ثلاث ثوان (Young, Xu, and Gu, 1997) وتبين النتائج المستحصلة من حسابات ديناميك الموائع، المعروفة بطريقة الدوامة المنفصلة (discrete vortex) أن الزيادة اللحظية الابتدائية في الرفع المرتبطة مع جريان الدوامة من الحافة العليا للكابح تجري في الاتجاه الذي يزيد صافي دورة المطيار (net airfoil circulation) في اتجاه الرفع. وإن جريان الدوامة الناتج من الحافة الخلفية للجناح في الاتجاه المعاكس يخفض من الدورة إلى قيمة الحالة المستقرة. ولا تتوفر نتائج تجريبية واقعية إلى حدّ الآن تؤكد نموذج الدوامة هذا، وكل مالدينا نتائج حسابات نظرية فقط.

من ناحية أخرى تبين تجارب يونغ، وكسو، وغو (Young, Xu, and Gu) أن توافر فراغات صغيرة بين الحافة الدنيا للكابح والسطح العلوي للجناح يخفض الزيادة اللحظية للرفع الذي يتبع امتداد الكابح. وهذا يتفق وجريان الدوامة الصغير من الحافة السفلى للكابح في دوران معاكس لجريان الدوامة عند الحافة العليا. ولقد استخدم هذا الفراغ بين الكابح والجناح أيضاً لتخفيض أثر الاهتزاز أو الاضطراب (buffet).

5 ـ 10 ـ 2 إيروديناميك الحالة المستقرة للكابح Spoiler steady-state aerodynamics

يسبّب الفصل خلف الكابح المفتوح على السطح العلوي للجناح تشويه الانسياب الخارجي (external flow) أو التدفق الكموني (potential flow) الذي يشابه تأثير انحراف الحافة الخلفية للجنيح من نوع القلاب (flap-like) نحو

الأعلى. في الحالة الأخيرة، ترتفع خطوط الجريان (streamlines) فوق الجناح وهي متجهة نحو حافته الخلفية. بالتالي، تكون فعالية تحدب الجناح سلبية في منطقة الحافة الخلفية، مسببةً فقداً واضحاً في دورة الجريان والرفع. الفرق في الحالتين هو أن فعالية الحافة الخلفية للجناح في حالة مد الكابح تكون في مكان ما في منتصف منطقة الفصل، بدلاً من كونها عند الحافة الخلفية الحقيقية، كما في حالة مد الجنيح من نوع القلاب.

5 ـ 10 ـ 3 قوى تشغيل الكابح Spoiler operating forces

تكون عزوم المفصل للقلاب العادي الممفصل، وللكابح الشفوي الشقّي (slot lip spoiler airleron) فوق دفة الدحرجة التي سنسميها دفة الدحرجة الكابحية، الكبيرة؛ لذا تستعمل القوة الهيدروليكية الصرفة لقحمهما ضد جريان الهواء. وتم أيضاً تصميم قوس سحب لدفة الدحرجة الكابحية عندما تكون قوى التشغيل، وعزوم المفصل ضعيفة جداً. ومع أن الضغوط الإيرودي‍ناميكية على السطوح المنحنية لدفات الدحرجة الكابحية تكون مرتفعة، فإن خطوط الفعل لهذه الضغوط تكون موجهة نحو خط المفصل ولا تظهر كعزوم مفصلية. فالعزم المفصلي ينتج فقط من قوى الضغط عند نهايات الأقواس، ومن قوى احتكاك صغيرة على السطوح المنحنية للجناح.

5 ـ 10 ـ 4 تطبيقات دفة الدحرجة الكابحية (الكابح المستخدم كدفة دحرجة) Spoiler aileron application

إن أول تطبيق مبكر لدفة الدحرجة الكابحية كان على الطائرة بلاك ويدو نورثروب P-61، (Northrop P-61 Black Widow)، التي دخلت حيز الإنتاج في عام 1943 . ولقد وضّح التطبيق على هذه الطائرة التسويات الضرورية الواجب اتخاذها عندما يتم تكييف تصميم ما تم اختباره في نفق هوائي في تجربة طيران فعلية. وكما هو واضح فإن دفة الدحرجة الكابحية تعمل فقط في وضعية المد إلى الأعلى. ولكن الممارسة أظهرت عدم إمكانية وصول الدفة إلى وضعية ميتة ضمن الجناح عندما يتم سحبها من وضعية الامتداد إلى الأعلى. لذا كان الحل العملي الوحيد هو تعشيق دفات الدحرجة الكابحية في الطائرة P-61 إلى نظام التحكم الكبلي المربوط بالعجلة من خلال حركة تفاضلية. فعند بسط الدفة

بالكامل إلى الأعلى في أحد الجهات ينتج قيمة طفيفة في زاوية دفة الدحرجة الكابحية إلى الأسفل في الجهة الأخرى. في الحقيقة تبرز دفة الكبح نحو الأسفل بعض الشيء عن أسفل سطح الجناح. لذلك تحمى من جريان التيار بواسطة شكل انسيابي يبدو وكأنه نتوء مُشغل طولياً.

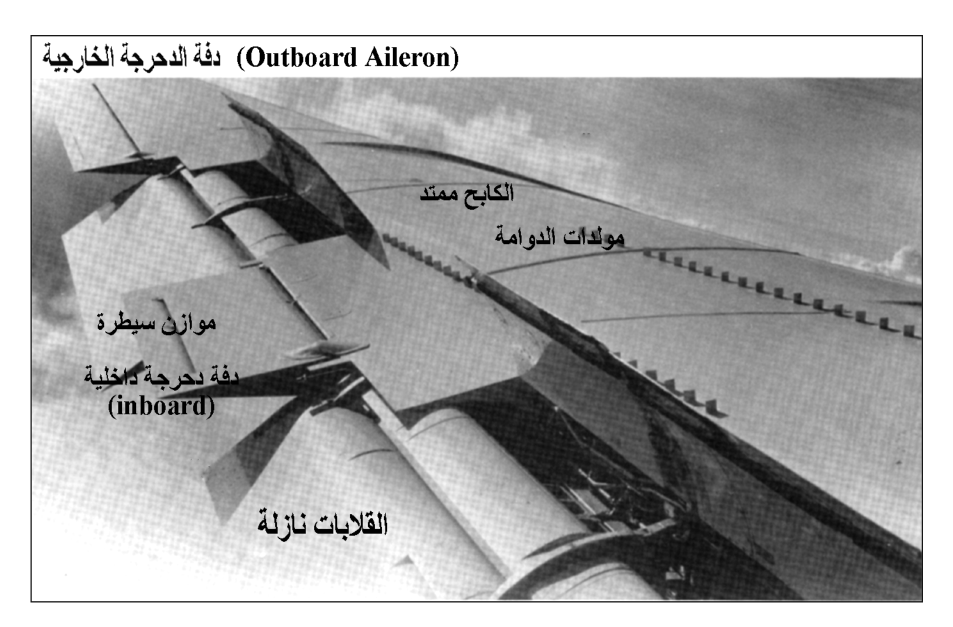
تخضع دفات الدحرجة الكابحية في النموذج الشقّي المضموم (plug-type) إلى انعدام الخطية (nonlinearity) أثناء الجزء الأول من حركتها خارج الجناح. وتحاول الضغوط السالبة على السطح العلوي للجناح امتصاص الكوابح الخارجة، مسببةً تحكماً غير متوازن. هنا قد يوجد حاجة إلى نوابض مركزة (centering springs). ويمكن أن يكون هناك مجال صغير من تأثير معاكس لدفة الدحرجة، فإذا بقي الانسياب الهوائي ملتصقاً بالسطح العلوي للجناح خلف الكابح والذي يظهر بسبب إسقاطات صغيرة للكابح. إن عدم الخطية عند الانحرافات الصغيرة لدفة الدحرجة الكابحية في الطائرة P-61 كانت قد تم حلّها (كفكرة متأخرة) من خلال استخدام دفات دحرجة صغيرة من نوع القلاب (flap-like ailerons)، تدعى دليل دفات الدحرجة (guide ailerons)، تقع في أطراف الجناح.

بيّنت اختبارات النفق الهوائي والطيران الأول على الكوابح المستخدمة في التحكم الجانبي اعتبارات تصميمية مهمة، تتعلق بموقع أوتار مقاطعها على الجناح. تقع الكوابح تقريباً في منتصف وتر الجناح وتكون فعالة جداً بالمعنى السكوني، لكن لها تأخيرات ملحوظة. ذلك، أنه بالنسبة إلى الكوابح الموضوعة في الأمام، لا ينتج منها تغيير مباشر في الرفع أو في عزم الدحرجة بعد انحراف مفاجئ للكابح إلى أعلى. وحيث إن دورة المطيار والرفع قد تم تحديدهما بشرط كوتا (Kutta) للحافة الخلفية، حيث من المحتمل أن يتعلق التأخير بالزمن المطلوب لوصول اضطراب الانسياب عند الكابح المتوضع في الأمام إلى الحافة الخلفية للجناح. لذا، لا تبرز مشاكل التأخير في الكوابح المتوضعة في الخلف، حيث توجد دفات الدحرجة من نوع القلاب (Choi, Chang and Ok, 2001).

وهنالك صفة أخرى للكابح وجدت في مراحل الاختبارات الأولى، ذات وقع كبير عندما تصبح عملية تدوير دفة الدحرجة بالاتجاه المعاكس مشكلة

قائمة. فإن مّد الكابح ينتج عزم تسلق/انحدار (pitching moment) على مقطع الجناح (لمقدار مبين من تغير الرفع) أقل بكثير من نتيجة دفات الدحرجة من نوع القلاب. ويسبب عزم الرفع للمقطع الموقعي الذي تسبّبهُ دفات الدحرجة، التواءات (twists) في الجناح في اتجاه ليعاكس الرفع الذي تسببه هذه الدفات.

لهذا فإن الكوابح شائعة جداً في التحكم الجانبي للطائرات ذات الأجنحة المصممة بنسبة وجاهة (aspect ratio) كبيرة، كما سيتم مناقشته في الفصل التاسع عشر «الطائرة المرنة».



الشكل 5 ـ 11 مد الكابح الشفوي الشقي في البوينغ 707 . إلحظ السطح الأعلى المكشوف لأول عنصر من القلابات. تفسد الكوابح المفتوحة الشق الذي يوجه التدفق اعتيادياً على قلّاب السطح العلوي، مخفضاً من فعاليته. يُحسن تخفيض الرفع من قوة التحكم الجانبي عندما تُستخدم الكوابح بشكل غير متناظر أو كقوة كبح (فرملة) عندما تمد بشكل متناظر بعد هبوط الطائرة مباشرة (وهي تدرج على الأرض) (من : Cook, *The Road to the 707*, 1991).

لقد صمّم الكابح الشفوي الشقي من خلال مفصلة بنية الجناح التي تشكل الجزء العلوي الخلفي للشق، على قلابات الهبوط الشقية. وحيث إن عضادة الجناح الخلفية (rear wing spar) موجودة تماماً أمام قلابات الهبوط،

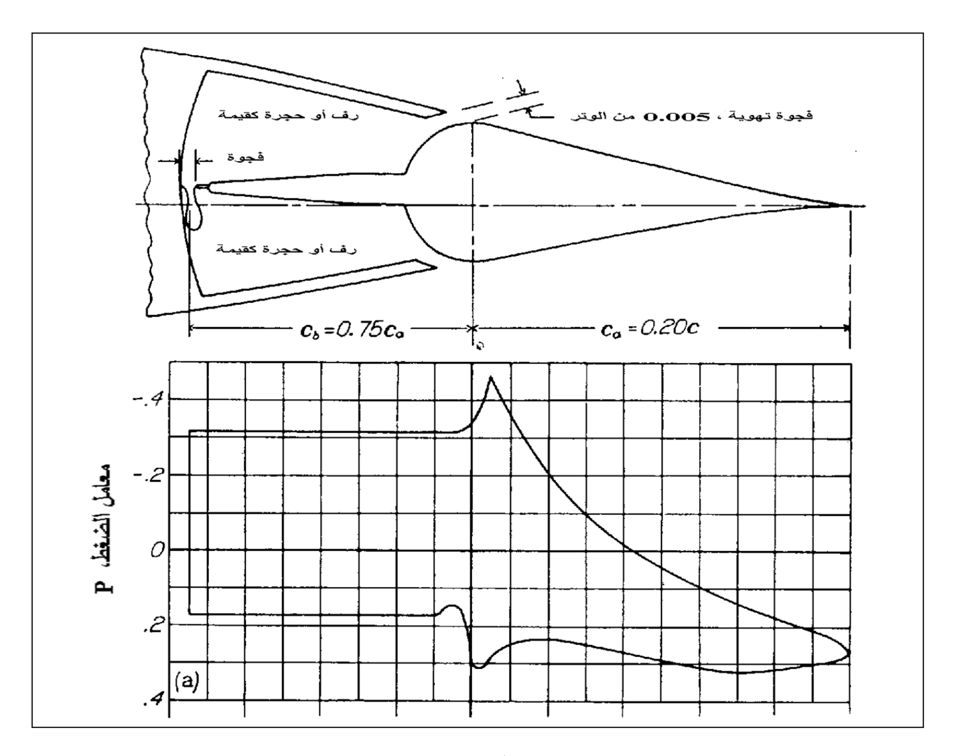
فإن تمفصل الكوابح الشفوية الشقية والمخدمات (servos) الهيدروليكية المشغله لها تكون متوضعة بشكل مستقيم. وهنالك تضخيم مجزٍ لفعالية الكوابح الشفوية الشقية عند إنزال قلابات الهبوط. ويفتح مجاز القلاب (flap slot) نحو الأعلى عندما ينحرف الكابح الشفوي الشقي إلى الأعلى مخفضاً فعالية القلاب في ذلك الجانب فقط، ورافعاً عزم الدحرجة (rolling) (الشكل 5-11).

5 ـ 11 المتحكمات المتوازنة داخلياً Internally Balanced Controls

لقد كان النوع الآخر من سطوح التحكم الموازنة الذي زامن ظهور سطوح التحكم المشدوفة هو المتحكمات المتوازنة داخلياً والتي سمّيت في بريطانيا العظمى بمتحكمات ويسلاند ـ ارفينغ المتوازنة داخلياً (Westland-Irving internal balanced controls). لقد كان القصد من تصميم هذه المتحكمات استبدال الموازن الإيروديناميكي الخارجي الذي يعدّ مصدراً للكبح في الجناح بسبب الفرملة التي يحدثها في محيط الجناح. ففي المتحكمات المتوازنة داخلياً تكون المساحة السطحية أمام خط التمفصل (hinge line) بشكل رف أو صُفّة رقيقة (thin shelf) محتواة تماماً ضمن محيط الجناح (الشكل 5-12).

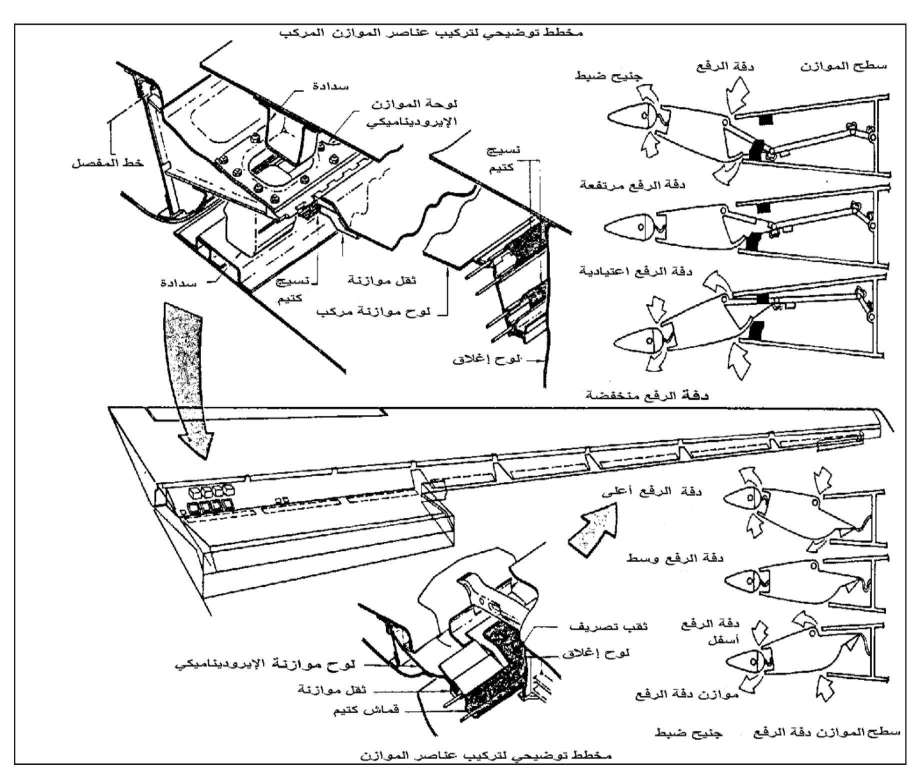
وما لم يكن الجناح سميكاً، وما لم تتركز بعض سماكته في الخلف، سيفرض الخلاء الميكانيكي (mechanical clearance) على المصمم إما أن يجعل الرف صغيراً، محدّداً الحجم المتوفر للتوازن الإيروديناميكي، أو أن يجعل حركة سطح التحكم صغيرة، أي تحديد التأثير.

بالمصادفة، فقد ظهرت أنظمة التحكم المتوازنة داخلياً بنفس الوقت تقريباً مع مقاطع مطايير الجناح وفق السلاسل NACA 65, 66, 67 . وكانت هذه سطوح انسياب تدفق رقائقية (laminar flow air foils) للأربعينيات والخمسينيات. لقد كانت دفات الدحرجة المتوازنة داخلياً الشريك الطبيعي لسطوح الانسياب الرقائقية، بعد أن تم الحصول على التوازن الإيروديناميكي بدون وجود سطح يقطع الجناح خارجياً مسبباً للكبح في الجزء الناتئ منه. ليس فقط ذلك، بل في السلاسل 66 و67 التي لها مواقع خلفية بعيدة من سماكة الجناح العظمى. وهذا يساعد في حل مشكلة الفراغ التي يحتلها الرف داخل محيط الجناح.



الشكل 5 ـ 12 سطح التحكم المتوازن داخلياً، يستخدم لتخفيض الكبح بحذف تجاوز الجناح الذي كان مطلوباً في موازنات الجزء الناتئ إيروديناميكياً. إن الضغط عند فجوة الهواء العلوية والسفلية المحصور ضمن الحجرة الكتيمة يوازن السطح حول مفصلته. عوامل الضغط المبينة مصممة للحصول على انحراف السطح بمعدل 5 درجات فقط إلى الأسفل. (من: Toll, NACA Rep. 868, 1947).

أما بالنسبة إلى المطايير الرقيقة فإن تحويرات الموازن الداخلي لمعالجة موضوع الخلاء الميكانيكي تيسرت بالموازن الداخلي المركب (compound internal balance). يتألف الرف المركب لهذا الموازن من اثنين من الأجزاء المتمفصلة، أو حتى ثلاثة. وتتمفصل الحافة الأمامية للرف المتقدم مع جزء ثابت من هيكل الطائرة (كالذنب أو الجناح أو عضادة الجناح الخلفية (الشكل 5-13). ولقد ظهر أن أول تطبيق للموازن الداخلي المركب قد تم من قبل وليام كوك (William H. Cook) على طائرة البوينغ ستارجيت B-47، (Boing B-47 starjet) هذا وقد جهزت روافع (elevators) وموجهات (rudders) الطائرة بوينغ B-52 برفوف مركبة في الأجزاء الداخلية لسطوح التحكم ورفوف بسيطة في الأجزاء الخارجية منها.



الشكل 5 ـ 13 موازنات إيروديناميكية داخلية مركبة من النوع البسيط، وثنائي العنصر لدفة رفع (elevator) طائرة بوينغ B-52 . تكون قطعة التوازن المركبة داخل موازن الذنب (tail stabilizer) (من: B-52 *Training Manual*, 1956)).

استمر استخدام الموازنات الداخلية في طائرات بوينع النفاثة مثل الأنواع 707، و727، و737. وتعتمد دفات رفع (elevators) النوع 707 تماماً على موازناتها الإيرودنياميكية الداخلية، بدون استخدام لمعزز هيدروليكي.

في أولى رحلات 707 العائدة إلى شركة بان أميركان أدت قلة خبرة الطيار المساعد إلى خروج الطائرة عن مسارها فوق منطقة غاندر (Gander) بنيوفوندلاند، وفقاً لما رواه كوك. وبردّة فعل تلقائية وضع هذا الطيار الطائرة بحالة انقضاض حاد. وعندما تمكن الكابتن والدو لينش (Waldo Lyneh)، الذي كان حينئذ يتحدث إلى الركاب خارج القمرة، من العودة إليها، مستعيداً استقرار الطائرة ومثبتاً انحرافاً دائماً للأجنحة لكي لا تعاود الخروج عن المسار. لقد أثبتت هذه الحادثة التي بموجبها جرى سحب الطائرة من انقضاض قريب من السرعة فوق الصوتية جدارة التحكم بالروافع. هذا وتعزز دور دفات الدحرجة

الموازنة داخلياً بواسطة كوابح (spoilers)، كما تم وصفه في الفصل التاسع عشر الموسوم «الطائرات المرنة».

أما النوع 727 الحديث فاستخدم نظام تحكم هيدروليكي مزدوج لكافة سطوح السيطرة في الطائرة. إلا أن الموازنة الإيروديناميكية الداخلية ضاعفت من فرص التحكم باستخدام نمط العودة للسيطرة اليدوية (Manual Reversion Mode) التي تعتمد في أدائها على موازن يعيّر كهربائياً. في هذا السياق يذكر أن طائرة 727 واحدة في الأقل قد تعرضت إلى فقدان القدرة الهيدروليكية واستطاعت الهبوط بسلام باستخدام نظام العودة إلى السيطرة اليدوية.

لقد استخدمت أنظمة التحكم الموازنة داخلياً في العديد من طائرات الأربعينيات والخمسينيات. فالطائرة المعروفة موستانغ P-51 لها دفات دحرجة موازنة داخلياً، لكنها غير كتيمة، بالاعتماد على فراغات صغيرة في مقدمة الرف للحفاظ على الضغط التفاضلي عبر الرف. ولقد استخدمت الطائرتان كورتيس XP-60 وريبوبليك XF-12، (Republic XF-12) أنظمة التحكم الموازنة داخلياً، مع مشاكل عملية من ناحية الطائرة XP-60. حيث يتجمع الماء على المانع، ويتحول إلى جليد أحياناً.

5 ـ 12 الطيران الصافي، والمخدم بناقلات حركة وجنيحات الضبط
Flying or Servo and Linked Tabs

لقد اعتبر أورفيل دان (Orville R. Dunn) في عام 1949 القيمة 30000 باوند كحدٍّ أعلى متعارف عليه لوزن طائرات الركاب التي تستخدم الحافة العليا للجناح مكاناً للموازن الإيروديناميكي. ولقد اعتبر دان أن الطائرات الأكبر تتطلب نوعاً من أنواع التحكم بجنيح ضبط (tab control) وإلا فلا بد من استخدام أنظمة التحكم المعززة هيدروليكياً. وكانت الطائرة القاذفة دوغلاس B-19 هي الطائرة الكبيرة الأولى التي تم ربطها بتحكمات جنيح الضبط، التي طارت لأول مرة في عام 1941. لقد استخدمت الطائرة B-19 الطيران الصافي (جنيح صَرف يتحرك بدون نابض أو مخدم) أو الطيران مع مخدم (servo) للتحكم بجنيح الضبط الموجود على دفة التوجيه ودفة الرفع بالإضافة إلى جنيح الضبط المربوط مفصلياً مع دفات الدحرجة. وفي الطيران بجنيح ضبط يتم ربط تحكمات الطيار فقط بالجنيح نفسه. وتعوم سطوح التحكم الأساسية بشكل حر؛

ولا يدخل أي جهد من قبل الطيار في تحريكها. ومن جهة أخرى، في حالة جنيح الضبط المُمفصَل (plain linked tab) تقسم جهود الطيار بنسب معينة بين الجنيح وسطح التحكم الأساسي. لقد استخدمت طائرة الركاب دوغلاس سكاي ماستر C-45، (C-54 Skymaster) جنيح الضبط المُمفصَل على دقة التوجيه فيها.

يتذكر روجيه شوفيليه (Roger D. Schaufele) بعض لحظات القلق في مرحلة الطيران الأول للطائرة B-19 في حقل كلوفر في كاليفورنيا، حيث كان طيار سلاح الجو ستانلي أولمستيد (Stanley Olmstead)، صاحب الخبرة في الطائرات الكبيرة، على وشك أن ينساق إلى كارثة، وذلك حين «أمسك أولمستيد بقبضة المقود (yoke) وأدارها بعنف» في الإقلاع، كما هو معتاد على فِعله في الطائرات الكبيرة. عندئذٍ، وفيما كان الجنيح يوفر في الحقيقة قوى رفع ضعيفة، دار أنف الطائرة B-19 نحو الأعلى بزاوية تقدر بين 15 إلى 18 درجة، ليدخل في انهيار خطر، قبل أن يتدخل أولمستيد بحركة تحكم أمامية.

تكون جنيحات موازنة الطيران الصرفة (flying tabs) فعالة جداً في السماح للطائرات الكبيرة كي تطير بجهد الطيار فقط. ومع أن الطائرة B-19 تحمل في الحقيقة نظام إسناد هيدروليكي في الأمام، إلا أن ضرراً كبيراً ينتج من ضعف التحكم بسطوح التحكم الرئيسية عند السرعات البطيئة، كما هي الحال عند الدَرْجِ (taxi)، وفي الجزء السابق للإقلاع، والدرج (rollout) بعد الهبوط. إن جنيحَ الضبط المربوط (linked tab) ليس بالوسيلة الأفضل لأن تحكم الطيار بسطح التحكم الرئيسي يحصل فقط بعد وصول جنيح الضبط إلى نقطة توقفه. مع كل ذلك، فإن تعزيز التحكم في الطائرة B-19، أضخم قاذفة في العالم حينها، من خلال تزويدها بجنيحات ضبط خالصة، أو مرتبطة. بالإضافة إلى تطبيق هذه الوسائل في طائرة دوغلاس من قبل مهندسي ومصممي الشركة فإن وقفة تنويه للتأريخ لا بد منها لهؤلاء الرجال.

ثمة قصة مفبركة عن نظام الجنيح الصرف في الطائرة B-19 وضحت الحاجة إلى اتخاذ مواقف متشككة حيال بعض حكايات الطيران. فيها يذكر أن أوتو كوبن (Otto Koppen) من معهد ماساشوسيتس للتكنولوجيا (MIT) قد طلب أن تجهز القاذفة B-23 بالذنب العمودي للطائرة B-19، وB-23 قاذفة بحجم الطائرة DC-3، والهدف اختبار شكل من الجنيح الصرف عليها. القصة تدّعي أن الطائرة B-23 طارت بشكل جيد مستخدمة ذنبها العمودي الضخم. ما

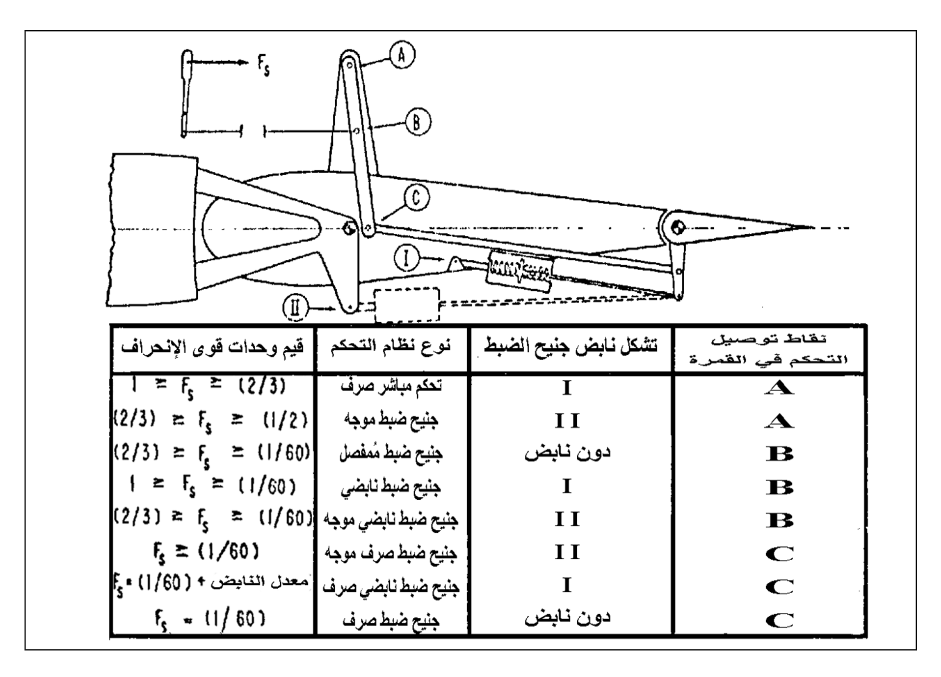
دعا إلى تصريح كوبن بأن هذا يبرهن أن لا حاجة إلى صنع الذنب العمودي بشكلٍ كبيرٍ جداً. لسوء الحظ، إن هذا لم يحصل أبداً، فلقد أشار أورفيل دان أن: (1) الطائرة B-23 جاءت بعد الطائرة B-19 بسنوات، و(2) أن هذا لم يحدث البتة، والرواية كانت مجرد افتراء.

5 ـ 13 جنيحات الضبط النابضية Spring Tabs

لقد تغلبت جنيحات الضبط النابضية على المشكلة الرئيسية للجنيحات الصرفة، التي لا تُعين الطيار على التحكم بالسطوح الرئيسية عند السرعات المنخفضة، كما هو الحال عند الدرج (taxiing) على المهبط. في جنيحات الضبط النابضية، يكون ربط الطيار بجنيح أيضاً موصولاً بالسطح الرئيسي من خلال النابض. فإذا كان النابض قاسياً جداً، تكون نتائج التحكم السريع بالسطح منخفضة جيدة. في نفس الوقت، فإن جزءاً من جهود الطيار تذهب لتحريك السطح الرئيسي، مما يعني زيادة في قوى التحكم.

لجنيحات الضبط النابضية سمة مفيدة في تخفيض قوة التحكم في السرعات العالية، حيث تكون قوى التحكم عادة ثقيلة جداً، أكثر مما هي عليه في السرعات البطيئة. وفي السرعات الجوية البطيئة، يكون النابض الذي يكرس جهد الطيار في تحريك السطح الرئيسي شديداً نسبة إلى القوى الإيروديناميكية على السطح؛ فلا ينحرف جنيح الضبط إلا بجهد جهيد. والعكس يحصل في السرعات العالية. فإن النابض في هذه السرعات يجعل جهد الطيار لتحريك السطح الرئيسي ضعيفاً نسبياً مقارنة بالقوى الإيروديناميكية. فالتوتر بفعل جهد الطيار يفتح النابض فيتحرك، السطح الرئيسي قليلاً، لكن توتر النابض، بفعل انحراف جنيح الضبط، يحرك السطح الرئيسي بدون جهد مطلوب من الطيار.

ظهرت المراجع الأولى المنشورة عن جنيحات الضبط النابضية في منشورات مؤسسة الطيران الملكية (Brown, 1941; Gates, 1941). تبعتها منشورات NACA (Greenberg, 1944 وPhillips, 1944). لكن الفضل في ابتكار نموذج عام للتحكم بجنيح الضبط الذي يغطي كل التغييرات الممكنة (الشكل 5-14) يعود إلى أورفيل دان (1949). لقد استخدم دان ثلاثة عوامل أساسية لتوصيف تغييرات جنيح الضبط النابضي، والتي تتضمن الجنيح الموجه (geared tab)، والجنيح الصرف (flying tab)، والجنيح النابضي الموجه (geared spring tab).



نقاط توصيل التحكم في القمرة	تشكل نابض جنيح الضبط	نوع نظام التحكم	قيم وحدات قوى الإنحراف
A	I	تحكم مباشر صرف	$1 \geq F_s \geq (2/3)$
A	II	جنيح ضبط موجه	$(2/3) \geq F_s \geq (1/2)$
B	دون نابض	جنيح ضبط مُمفصل	$(2/3) \geq F_s \geq (1/60)$
B	I	جنيح ضبط نابضي	$1 \geq F_s \geq (1/60)$
B	II	جنيح ضبط نابضي موجه	$(2/3) \geq F_s \geq (1/60)$
C	II	جنيح ضبط صرف موجه	$F_s \geq (1/60)$
C	I	جنيح ضبط نابضي صرف	$F_s = (1/60)$ + معدل النابض
C	دون نابض	جنيح ضبط صرف	$F_s = (1/60)$

الشكل 5 ــ 14 تصميم نظام تحكم جنيح الضبط بمخطط أورفيل دان التوضيحي. يُظهر تغيير نقاط التوصيل في قمرة القيادة وفي تشكيلات الجنيح النابضي لسبعة أشكال مختلفة من تحكم الجنيح، مرتبة من الجنيح الصرف حتى الجنيح النابضي الموجه (من: Dunn, I.A.S.-R. Ae. S. Proc., 1949).

ومع أن اشتقاق معادلات قوة تحكم الطيار لمختلف أنظمة جنيح الضبط يتضمن فقط الحالات السكونية ومبدأ العمل الافتراضي، إلا أن المعالَجات المطلوبة معقدة جداً. وكما هو نموذجياً عند إعداد البحوث الهندسية للنشر، اكتفى دان بذكر الخطوط العامة البحتة لمشتقات المعادلة. لذا كان على قُرّاء بحث دان لعام 1949 الذين يريدون معرفة كيفية اشتقاق معادلاته النهائية أن يستعدوا لبعض الرياضيات الشاقة.

لقد أوجز دان أن الجنيحات النابضية تستطيع إنتاج قوى طيار مُرضِية في طائرات الركاب ذات السرعات تحت الصوتية، التي يصل وزنها إلى عدة ملايين من الباوندات. في زمن نشر بحث دان، بالتأكيد كانت جنيحات الضبط النابضية قد استُخدمت بنجاح على طائرات الهوكر تيمبيست (Hawker Tempest)، وفي دفة الاتجاه للطائرة فولتي فينجانس (Vultee Vengeance)، وفي كافة محاور الطائرة كانبيرا (Canberra)، وفي دفة الاتجاه ودفة الرفع للطائرة كورتيس C-46

كوماندو، وفي طائرة ريبوبليك XF-12، والقاذفة الكبيرة جداً كونفير B-36. كما استخدموها لاحقاً في الطائرة بوينغ B-52 ستراتوفورتريس. تُخبرنا رواية عن دان أنه أدخل على الطائرة DC-6 كافة التعديلات بسرعة وتقريباً في ليلة واحدة، والتي تضمّنت ربط وصلات أثناء اختبارات الطيران. إن المخاوف الرئيسية في تطبيق جنيح الضبط النابضي تتجلي في التصميم الحذر، وفي إجراء الصيانة لتقليل الاحتكاك الساكن والرخاوة في ربط نظام التحكم.

لقد شجعت تجربة الطائرة B-19 مهندسي شركة دوغلاس على استخدام جنيحات الضبط النابضية لسنوات عديدة بعد ذلك. وتم تجهيز كلٍ من طائرات الركاب الكبيرة C-124 والعسكرية C-133 بها. كذلك كل طائرات الركاب التجارية DC-6، 7-، 8-، و9- زوّدت بشكل من أشكال تحكمات جنيح الضبط النابضي. كذلك زوّدت بها دفة الرفع في الطائرة DC-8، وجميع سطوح التحكم في الطائرة DC-9، حتى آخر نسخة من الطائرة MD-90. وعلى هذا الأساس، تم تنفيذ قاطع في دفة رفع معززة بقدرة كهربائية لتجنب زيادة حجم الذنب الأفقي ولتتلاءم مع تمدد الطائرة. تتجنب دفة الرفع المعززة بالقدرة الكهربائية فقد الجنيح الموازن (tab) وتخفيضات سطح الذنب الفعال بسبب تحرك الجنيحات بعكس اتجاه دفة الرفع.

إن التحكم بجنيحات الضبط لدفة الرفع في الطائرتين دوغلاس 9-، DC-8 هي في الحقيقة جنيحات ضبط (linked tabs)، والتي يكون فيها جهد الطيار مقسّماً بين الدفة والجنيح. وهذا يمنح الطيار تحكماً أكثر على دفة الرفع عندما يدرج على الأرض. وتكون جنيحات الربط في دفة الرفع للطائرات 9-، DC-8 داخلية (inboard) وصغيرة نسبياً. وقد تم زيادة جنيحات الضبط المربوطة (linked tabs) داخلياً بجنيحات ضبط موجهة خارجياً (autboared geared tabs)، مما يزيد من قيمة هامش الرفرفة (flutter margin) عن قيمتها في حال وجود جنيح ضبط واسع وحيد. وعليه، تكون تحكمات دفة الرفع في الطائرة DC-9 هجينة، وهنا يتم النقل إلى القدرة الهيدروليكية عندما يتجاوز انحراف جنيح الضبط عشر درجات. يخدم نابض جنيحات الضبط كإسناد مقترح للاستطاعة العظمى لدفات الدحرجة والاتجاه في الطائرة DC-8 ودفة الاتجاه في الطائرة DC-9. يتم تحرير (unlock) جنيحات الضبط بشكل آلي وتستخدم للتحكم عندما يحصل عطل في نظام الضغط الهيدروليكي. ويستخدم نفس نظام إسناد الجنيح لدفة الرفع في الطائرة بوينغ 727.

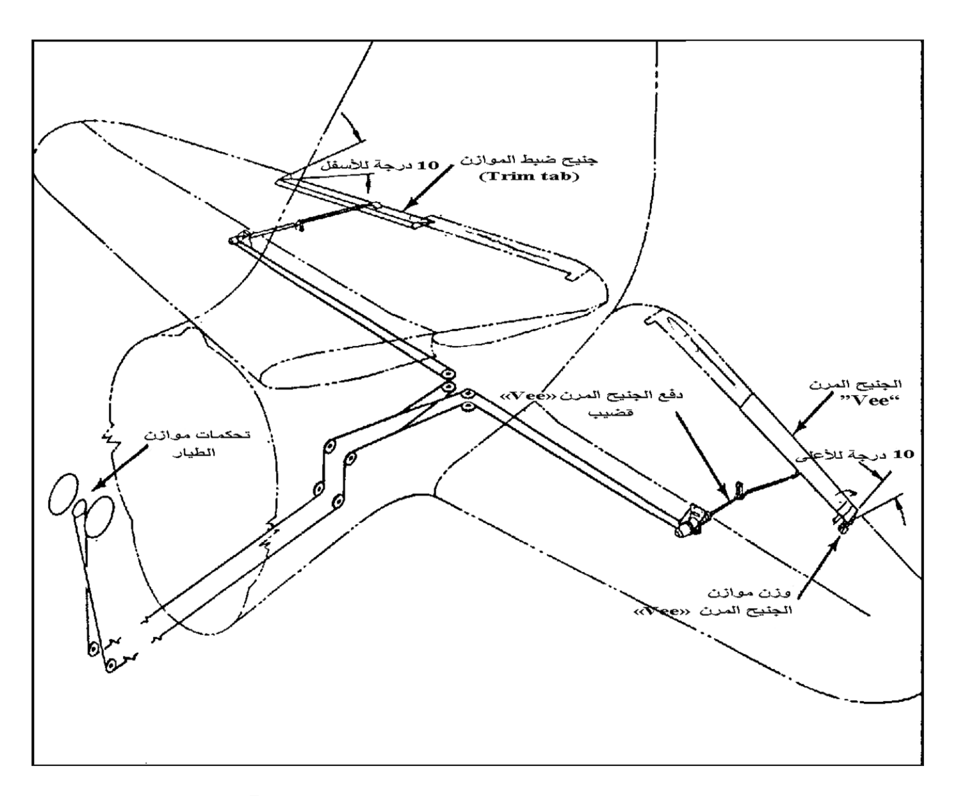
كان تصميم جنيح الضبط النابضي لدفات الرفع في الطائرة كورتيس كوماندو C-46 هاماً لربط مبدع تم تصميمه من قبل هارولد أوتو وينت (Harold Ooto Wendt). يتطلب أن تكون سطوح دفات الرفع مُوازَنة سكونياً حول خطوط تمفصلها لتجنب رفرفة سطح التحكم، كما ويتوجب أن تكون جنيحات الضبط النابضية متوازنة حول خطوط تمفصلها. لذا تضيف أوزان مُوازنة جنيح الضبط النابضي وآلية النابض إلى عدم اتزان وزن دفة الرفع حول خط تمفصلها. ولذلك صمّم جنيح الضبط النابضي لوينت (Wendt's spring tab) على الطائرة C-46 ليكون كبيراً أمام خط مفصل دفة الرفع، وليعمل على تقليل كمية الموازنة الرئيسية المطلوبة للتوازن السكوني لدفة الرفع.

لقد تبين أن جنيحات الضبط النابضية كانت تقريباً الفن المفقود في غرف تصميم اليوم. فلمعظم الطائرات الكبيرة اليوم أنظمة هيدروليكية لطي عجلات نظام الهبوط، ولاستخدامات أخرى، لذلك لا تتطلب تحكمات الطيران التي تعمل على الهيدروليك الدخول في الأنظمة الجزئية الهيدروليكية. علاوة على ذلك، فإن المشغلات الهيدروليكية الحديثة لسطح التحكم ذات وثوقية عالية. بالرغم من أن الجنيح النابضي يتطلب التعامل مع ثلاثة عوامل أساسية فقط، فإن تصميم جنيحات الضبط النابضية لطائرة جديدة يستلزم من مهندس الاستقرار والتحكم العمل أكثر بكثير من توصيف عوامل أنظمة التحكم الهيدروليكية. ويمكن أن يزود التصميم بمساعدة الكمبيوتر جنيحات الضبط النابضية بمستقبل جديد لتطبيقها على الطائرات التي لا تحتاج حقاً إلى التحكمات التي تُشغل هيدروليكياً.

5 ـ 14 جنيحات الضبط النابضية والنوابض السفلية Spring Tabs and Downsprings

أحياناً تُدعى بجنيحات الضبط المرنة «Vee»، وهي جنيحات ضبط نابضية ظهرت لأول مرة على طائرة الركاب ثنائية المحرك كورتيس كوماندو C-46. مخترعها، رونالد وايت (Ronald J. White)، الذي استخدم جنيح الضبط النابضي لزيادة سماحية الانتقال خلف مركز ثقل الطائرة C-46. كان وايت زميل دراسة من معهد كال التقني وهو وجه آخر من وجوه الاستقرار والتحكم المشهورين، وكذلك الراحل أوجين رووت (L. Eugene Root) الذي عزز أداء جنيحات الضبط النابضية في اتجاه زيادة استقرار من تغير قوة العصا مع السرعة. ويتحرك جنيح الضبط النابضي في اتجاه واحد، مع الحافة الخلفية

للأعلى. وتكون هذه الجنيحات ممفصلة بشكل حر وتدفع من الوضع الحيادي في اتجاه الحافة الخلفية إلى الأعلى من خلال ضغط النابض (الشكل 5 ـ 15). ويظهر في الشكل تطبيق NACA على تركيب جنيح ضبط نابضي على محاور مَثنية (flexure pivots).



الشكل 5 ـ 15 رسم بياني لجنيح موازن لدفة الرفع والجنيح المرن «Vee» على الطائرة كورتيس كوماندو C-46. يزيد الجنيح المرن من الاستقرار السكوني الطولي للعصا الحرة. (من: (Rumph and White Curtis Rept. 20 - Y48, 1945.

إن مبدأ عمل جنيح الضبط النابضي هو الحصول على أكبر زاوية جنيح نحو الأعلى عند السرعات الجوية المنخفضة، حيث يكون عزم الجنيح الإيرودياميكي حول خط تمفصله صغيراً مقارنة بقوة ضغط النابض. تخلق زاوية الجنيح نحو الأعلى عزم مفصل تحرف الحافة الخلفية لدفة الرفع إلى الأسفل، والذي يجب على الطيار مقاومته بقوة شد. وتكون قوة الشد عند السرعة الجوية المنخفضة مطلوبة من أجل استقرار العصا الحرة.

لقد سُميّت جنيحات الضبط النابضية للطائرة C-46 بجنيحات الضبط المرنة (Vee tabs) بسبب عدم تحميل الجنيح بتحركه نحو الأعلى (no load - up deflection) وموازنته إيروديناميكياً بنفس زاوية التعادل نحو الأسفل (down rig angle) على جنيح الضبط على دفة الرفع بالاتجاه المعاكس (الشكل 5 ـ 15).

لقد وجهت جنيحات الضبط النابضية للطائرة C-46 أيضاً في الاتجاه التقليدي، فضغط النابض الذي شَغل جنيح الضبط النابضي للطائرة C-46 كان نابضاً بطيء السرعة أو طويل المسير مع تحميل أولي مُعتَبَر بـ 52 باوند. ويحصل الانحراف (deflection) فقط بعد أن يتم تجاوز التحميل الأولي، جاعلاً النظام بعض الشيء غير خطيٍّ.

استخدمت جنيحات الضبط النابضية أيضاً بنجاح على الطائرة لوكهيد إلكترا بدفع توربو ـ رفاسي (Lockheed Electra Turboprop)، على الرغم من اعتبار وايت على أنه مخترع جنيح الضبط النابضي، وكان طالباً لبراءة اختراع عن هذا التصميم، إلا أنه يمكن أن يكون قد اخترعها بشكل مستقل، الراحل ديسموند بينجيلي (C. Desmond Pengelly). وليس لجنيحات الضبط النابضية استعمال في الوقت الراهن بسبب إمكانية الرفرفة. وتفضل سواقات الجنيح غير العكوسة (irreversible) على الجنيحات المفصلية الحرة من ناحية الرفرفة.

من الوسائل المحافظة (flutter conservative) على الرفرفة لإنجاز نفس التأثير كما في جنيح الضبط النابضي، هي النابض السفلي (downspring)، وهو نابض بمسير طويل موصول بين دفة الرفع ونقطة ثابتة على هيكل الطائرة، حيث تُشد العصا أو المُقود المزدوج إلى الأمام على طول مسار النابض بقوة ثابتة أساساً. إن عزم المفصل الإيروديناميكي لدفة الرفع، الذي يعادل عادةً دفة الرفع بالموازن (stabilizer)، ويكون صغيراً مقارنةً بقوة النابض، ويُجبر الطيار على استعمال قوة شد للمحافظة على الزاوية المطلوبة لدفة الرفع لموازنتها.

وكما هو الحال مع جنيح الضبط النابضي، فإن هذا الجنيح يعطي استقراراً صنعياً للعصا الحرة. ونجد غالباً النابض السفلي مستخدماً في الطائرات الخفيفة. فإذا بقي موضع المقود (yoke) مقابل نقطة توقفه إلى الأمام، عندما تكون الطائرة متوقفة (parked)، وتطلب استخدام قوة شد لإعادة المقود إلى وضعه الحيادي، فإما أن يكون النابض السفلي مركباً، أو الأقل احتمالاً، أن يكون لدى دفة الرفع كتلة غير موازنة.

5 ـ 15 أنظمة التحكم بتحريك كامل السطوح All-Movable Controls

لقد أصبح تحريك كامل سطوح الذنب شيئاً هاماً لمصممي الاستقرار والتحكم بعدما أُعلنت نظرية رقم الماخ، واختبارات النفق الهوائي بسرعات قريبة من سرعة الصوت عن ضعف أداء تحكمات نموذج القلاب (flap-type controls). مع النموذج الجديد نتوقع هبوطاً في الفعالية، وارتفاعاً في عزوم المفصل، لكن ثباتاً أكثر في التحكم الطولي والعرضي على كامل مجال السرعة عند تحريك كامل الأسطح. مع ذلك، فإن تطبيق تحريك كامل السطح أو كتلة سطح الذنب لا بد أن ينتظر عناصر تحكم قدرة أكثر موثوقية.

كانت التطبيقات الأولى على تحريك كامل الذنب في الطائرة سوبر سابر F-100 (F-100 Super Sabre). وتبعاً لوليام كوك (William E. Cook)، فقد تم أخذ كتلة الذنب الأفقية (slab horizontal tail) للطائرة B-52 بالاعتبار، لكنها رُفضت فقط بسبب عدم وثوقية الهيدروليك في ذلك الوقت. ويوجد في طائرة الركاب لوكهيد 1011 (Lockheed 1011)، ثلاثة أنظمة هيدروليكية مستقلة لتشغيل كامل الذنب الأفقي. بالطبع، فإن الطائرات المقاتلة الحديثة، بدءاً من F-4 في الولايات المتحدة؛ ولايتنينغ (Lightning)، وسيميتار (Scimitar)، وهوك (Hawk) في بريطانيا؛ وMIG-21 في روسيا، تملك ذنباً أفقياً متحركاً بالكامل.

ومن التطبيقات الشيّقة لذنب متحرك بالكامل السلسلة الطويلة لطائرات بيبر (Piper)، بدءاً من الطائرة كومانتش PA-24، (PA - 24 Comanche) واستمراراً بسلسلة طائرات شيروكي (Cherokee) وآرو (Arrow)، حيث تم تركيب جنيح موجه لإدراك التوازن المضاد. ولقد نَسَب فريد ويك (Fred Weick) هذا الاختراع إلى جون ثروب (John Throp)، كما جاء في تقرير روبيرت جونز عام 1943.

5 ـ 16 تفاصيل تصميم نظام التحكم الميكانيكي Mechnical Control System Design Details

لقد باتت التوصيلات بين الطيار وسطوح تحكم الطائرة في حالة من التطور السريع، بدءاً بالكبلات الميكانيكية أو قضبان الدفع (push rods)، وصولاً إلى الأسلاك الكهربائية، ومن ثم إلى الألياف الضوئية. لقد سقطت أنظمة قضبان الدفع الميكانيكية بعض الشيء إلى حد الهجر؛ بينما أصبحت المرونة، والجَدل، وأنظمة كبل الأسلاك الفولاذية اللاصدوءة، الآن تقريباً عامة.

وفي مقالة غير منشورة لشركة بوينغ، كان وليام كوك قد راجع التقنية الناضجة لأنظمة الكبلات:

> **تكون عادة أقطار الكبلات الفولاذية المرنة 7x19 متعددة الضفائر من 8/ 1 إلى 16/ 3 انش. وليس من السهولة إتلافها بالدوس عليها أو حرفها خارج مكانها. وهي تُقطع عادة بأبعاد معيّنة لتقليل الامتداد، وتتمتع بقوة أكثر من اللازم لتحمل قوة طيار مقدارها 200 باوند. وتفحص نهاية التوصيلات باستخدام الدبابيس والقطن وغيرها. وتستخدم الحلقة المعدنية (turn buckles) للإحكام والعمل على فرز الكبلات لمجموعات توتر تحقيقاً لأمان الأسلاك، ولسهولة إجراء الاختبار. وقد تحطمت إحدى طائرات الخطوط الجوية نورث ويست، واليكترا، بسبب أن حلقة الإحكام لنظام جنيحات دفة الدحرجة لم تكن مؤمنة بسلك ملفوف.**

> **منذ أن صنفت الكبلات الواصلة بين مقصورة الطيار وسطوح التحكم حسب التوتر المنقول عبرها، فإن التفتيش الأسهل يتم بسحب الكبل إلى جانب في أي مكان على امتداد طولِه لفحص كلٍّ من التوتر ونهاية التوصيلات. ويشكل هذا ضمانة في الطائرة الكبيرة نتيجة وجود المقاطع المتعددة في الجسم. لتفادي الارتباطات في كل مقطع مشترك من الجسم، يمكن جَعل الكبل قطعة واحدة ويُشد بعد جمع المقاطع. لتفادي التركيبات المطلوبة لجمع أطوال الكبلات، وأيضاً لتجنب إمكانية تشويش التركيبات في الرؤوس الكبيرة. ولكون الكبل غليظاً، يمكن تركيبه بطريقة مفتوحة إلى حد ما. . . إن تدهور الكبلات نتيجة الإجهاد، كما يمكن أن يحصل عند لفها على البكرات، أو من التآكل، يسبب جرح اليد المنزلقة عليها أثناء الفحص، فإذا تآكلت مجموعة كبلات ذات أطوال متعددة فإنها تكون كفيلة بإراقة دمك إذا فحصتها بدون حيطة.**

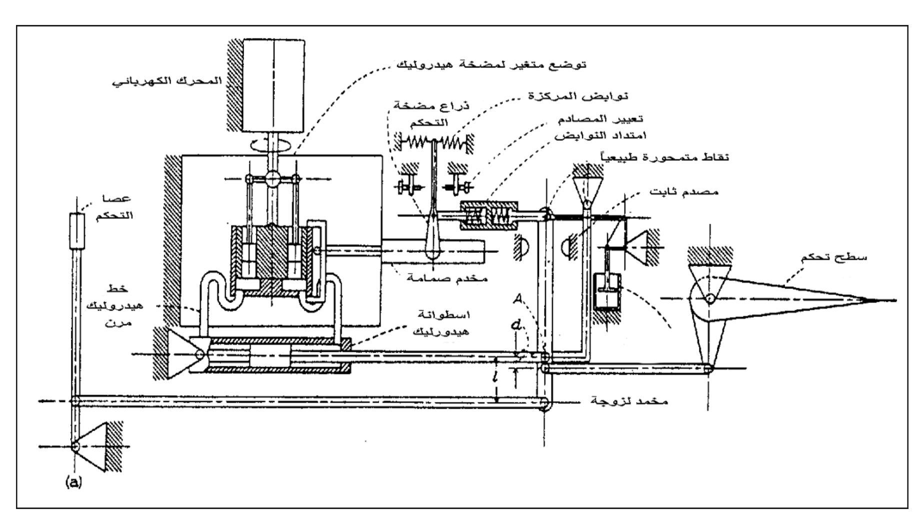
المشكلة المتكررة الأخرى في كل أنظمة تحكم الطيران الميكانيكية هي إعادة ضبط استقامة الطائرة واتجاه حركة سطوح التحكم فيها (rigging in reverse) التي يمكن أن تحصل عند بناء طائرة جديدة أو عند إعادة تجهيز طائرة قديمة بعد الفك. يتم تخزين الطائرات الشراعية المتطورة ذات المواصفات العالية بشكل عام بمقطورات مغطاة ويتم تجميعها قبل الطيران. فقط، ما يولّد لدى طياري هذه الطائرات من هواجس مبررة عن الأخطار التي قد تنجم عن أخطاء الضبط ولاسيما عكس أماكن ومواقع القيادات. لذا في الاختبارات ما قبل الطيران يتطلب من الطاقم الأرضي إجراء مراجعة ما قبل الطيران (preflight

(checks بتحريك سطوح التحكم والتأكد من اتجاه حركتها، أعلى أو أسفل، يميناً أو يساراً.

وقد حصل عدد من حوادث عكس كبل التحكم في الطيرانات الأولى. مثل الذي نتج من عكس كبلات دفات الدحرجة في طائرة بوينغ XB-29 رقم 2 في الطيران الأول، لكنَ الطيار ألغى الإقلاع في الوقت المناسب. وأن التوصيلات الكهربائية المتقاطعة أو تركيبات الجايروسكوبات في الاتجاهات غير الصحيحة هي النوع غير الملحوظ من الأخطاء، لكن من الممكن اكتشافها عند تطبيق الإجراءات الحذرة التي تتم قبل الطيران، أيضاً.

5 ـ 17 التحكم الهيدروليكي المعزز Hydraulic Control Boost

تعنى أنظمة التحكم المعززة بالقدرة الهيدروليكية بالترتيب الذي يُقَسِّم عزم المفصل الإيرودوديناميكي إلى أجزاء موزعة بين الطيار والمكبس الهيدروليكي. يبيّن الشكل (5 ـ 16) نظامَ دفة رفع تجريبي لطائرة B-29 معززاً هيدوليكياً ومصمماً من قبل NACA. في هذا النظام تكون قوة التحكم موزعة بين الطيار وآلية التعزيز الهيدروليكية (الشكل 5-16). وتاريخياً كانت أنظمة التحكم المعززة بالقدرة الهيدروليكية هي أول تطبيق مُساعد.



الشكل 5 ـ 16 أول نظام تحكم تجريبي معزز هيدروليكياً ركبته NACA على دفة رفع الطائرة بوينغ B-29 . تضبط نسبة التعزيز l/d من خلال ضبط موضع النقطة (a). (من: Mathews, Talmage and Whitten, NACA Rep. 1076, 1952).

وعند الاحتفاظ ببعض عزوم المفصل الإيروديناميكية، يكون على الطيار مواجهة أمرين مهمين: **الأول**، التأكد من خلال تحسس القيادات بأن الطائرة لا تزال تستجيب لحركته، فبإمكان الطيار أن يشعر بشكل طبيعي بتأثيرات السرعات الجوية العالية وأي قوى اهتزازية قريبة. **الثاني**، ليس هنالك حاجة إلى أيّ نظام تحسس صُنعي، تجنباً لأوزان وتعقيدات أي نظام طيران جزئي آخر.

يبين الشكل نظام الدفع الهيدروليكي ذاته الذي ابتدأ في نهاية الحرب العالمية الثانية، والمطبق في النسخة الأخيرة للطائرة لوكهيد لايتننغ P-38J (Lockheed P-38 Ligtning)، وعلى دفات الدحرجة فيها.

بعد ذلك، كان نظام التحكم المعزز بالقدرة الهيدروليكية هو النظام الأفضل للطائرات الكبيرة والسريعة، مثل طائرة مارتين (Martin XPB2M-1) التي تزن سبعين طناً، وطائرة، بوينغ ستراتولينر 307 (Boing 307 Stratoliner)، وسلسلة طائرات الركاب لوكهيد (Lockheed Constellation)، لغاية أن أخذت أنظمة التحكم بقدرة لاردية (Irreversible power controls) مكانها.

5 ـ 18 مشاكل التعزيز الهيدروليكي الأولية Early Hydraulic Boost Problems

كانت أنظمة التحكم المعززة هيدروليكياً الأولى مشهورة بأنها غير موثوقة، وعرضة للتسريب ولحالات الفشل التام. فتجربة نموذج الطائرة دوغلاس DC-4E المزودة بنظام تحكم معزز هيدروليكياً، كانت سيئة لدرجة أنها شجعت مهندسي الشركة على الرجوع إلى الموازنة الإيروديناميكية الصرفة وجنيحات الربط (linked tabs) عند إنتاج طائرتيها، DC-4 أو C-54 سكاي ماستر (Skymaster).

أخذت بعدئذٍ سلسلة إجراءات مماثلة دورها في خطة كورتيس ـ رايت في سانت لويس، حيث تم تصميم الطائرة كورتيس كوماندو (Curtis C-46 Commando) وزن إجمالي 45000 باوند، فقد تجاوزت C-46 قاعدة دان التي تقتضي عدم استخدام الموزان الإيروديناميكي في الطائرات التي يزيد وزنها على ثلاثين ألف باوند. لذلك، تمّت ملاءمة نماذج الطائرتين C-46، CW-20، في البدء بنظام دفع هيدروليكي بنسبة 3:1، كما في نموذج دوغلاس سكاي ماستر DC-4E ولوكهيد كونستاليشن. مع ذلك، فإن الصيانة ومشاكل حالات الفشل في نظام الدفع الهيدروليكي للطائرة C-46 كان قاسياً جداً إلى درجة أن قيادة

سلاح الجو أمرت بإعادة تصميم الطائرة ليكون لها سطوح تحكم موازنة إيروديناميكياً. والحقيقة أن النجاح السابق المستخدم للموازن الإيروديناميكي على الطائرة دوغلاس C-54 ذات الوزن الكلي 62000 باوند هو الذي حفز سلاح الجو لإصدار تعميمها. وكان هذا بداية لبرنامج حذف التعزيز للطائرة C-46، «C-46 Boost Elimination Program»، والذي أبقى على أحد مؤلفي هذا الكتاب (لارابيه) مشغولاً خلال الحرب العالمية الثانية.

ثمة طائرة أخرى مزودة بأنظمة تحكم أولية معززة هيدروليكياً هي بوينغ ستراتولينير (Boing 307 Stratoliner). التي ركب فيها مخدّمات هيدروليكية في كل من دفة الرفع ودفة الاتجاه. لكن حصل استعصاء (jamming) جزئي على مخدم دفة الرفع للطائرة ستراتولينر (Stratoliner) العاملة في شركة TWA، كان سببه تشويه في الأخدود حيث تموضعت حلقة المكبس (O-ring). ولكن الطائرة هَبطت بسلام في النهاية.

5 ـ 19 أنظمة التحكم بالقدرة اللاردية Irriversible Powered Controls

إن مشغل (actuater) بقدرة لاردية (irreversible) لسطوح التحكم الإيروديناميكية هو في المبدأ أبسط بكثير من التحكم بالتعزيز الهيدروليكي. حيث لا وجود للقوة التي توازن الترابط بين الطيار وأسطوانة الهيدروليك. إن أنظمة التحكم بقدرة لاردية عبارة عن **حلقة مغلقة تقليدية تطبق فيها القوة أو العزم حتى تعمل إشارة التغذية الخلفية على حذف إشارة الدخل**. وسُمّيت لاردية لأنه ليس لعزوم المفصل الإيروديناميكية أي تأثير في مواقعها.

إن وحدة التحكم بالقدرة اللاردية السهلة والمعروفة هي تلك التي يكون فيها جسم صمامة التحكم مثبتاً بشكل جاسئ بأسطوانة القدرة أو التشغيل. وتقوم حركة تحكم الطيار أو الإشارات الكهربائية بتحريك جذع صمامة التحكم خارج المركز، لفتح بوابات الضغط العالي، أو لتغذية سائل الهيدروليك والضغط المنخفض، أو لاحتواء سائل الهيدروليك. تعمل الأنابيب على تسليم سائل الضغط العالي لجهة من المكبس وسائل الضغط المنخفض إلى الجهة الأخرى. ويركّز قضيب المكبس على الهيكل، فيما تركز أسطوانة القدرة على سطح التحكم. فعندما تتحرك أسطوانة القدرة نسبة إلى الهيكل واستجابة للضغط غير المتوازن تنقل صمام التحكم معها، ممّا يُمركز صمام التحكم حول الجزء المزاح، موقفاً بالتالي الحركة، عندئذٍ يتم نقل سطح

تحكم الطائرة إلى الوضع الجديد، مع متابعة دخل صمام التحكم بطريقة الحلقة المغلقة.

يعتقد أن أول أنظمة التحكم بالقدرة اللاردية قد تم استخدامها على طائرات الجناح الطائرة نورثروب XB-35 (Northrop) وYB-49. واختيرت «اللاردية» أساساً لهذه الطائرات بسبب عزم المفصل الكبير لدفة الرفع/الدحرجة أليفون (elevon) التي تقوم بالدحرجة والرفع عند زوايا هجوم عالية، بالحدود القريبة من الانهيار. وكان هذا العمل غير مستقر، بمعنى أن تحريك الطيار المقود المزدوج إلى الخلف لزيادة زاوية الهجوم ستزيد فجأة حركة الأليفون نفسه إلى الأعلى. وكان واحداً من النماذج بمقياس الطيران N9M العائد إلى شركة الأجنحة الطائرة شمال أمريكا قد فُقد، والسبب يعود إلى عوم دفة الأليفون (Sears, 1978). تحافظ المشغلات اللاردية للطائرة YB-49 على الموضع الدقيق لدفات الأليفون الذي اختاره الطيار من خلال المقود (Yoke) فتعمل على حذف العوم نحو الأعلى. ومن التطبيقات الأخرى الأولية على أنظمة التحكم بالقدرة اللاردية كانت في طائرة هافيلاند كوميت (de Havilland Comet)؛ والطائرة الإنجليزية (English Electric Lightning P1-A)، التي طارت لأول مرة عام 1954؛ وAVRO كندا CF-105، التي طارت لأول مرة عام 1958.

يعتقد هاوارد (2000) أن أول تطبيق لأنظمة التحكم بالقدرة اللاردية كان على طائرة ركاب نفاثة. صرّح مجلس التسجيل الجوي (UK. Air Registration Board) في المملكة المتحدة عن «قرار مفتاحي يقضي بأنه لا يمكن لمكبس أسطوانة الهيدروليك أن يحشر (Jam) في أسطوانة المكبس الهيدروليكي، وهو عامل حيوي ضروري لضمان بقاء الحياة مع بقاء العطل بوجود نظام تحكم بقدرات متعددة مربوطة على التوازي مع سطوح تحكم وحيدة».

وفيما تكون أنظمة التحكم بالقدرة اللاردية بسيطة من حيث المبدأ، إلا أنها بقيت غير مستخدمة لسنوات عديدة قبل أن توضع قيد الخدمة في الطائرات. إن القدرة العالية وعرض المجالات المتشاركة مع أنظمة التحكم بالقدرة اللاردية، بمقارنتها بأنظمة التحكم الأولية المعززة، أدت إلى نظام محدود الدور وإلى عدم استقرار يشمل البنى الداعمة وانضغاطية الزيت. تمّت الإحاطة بهذه المسائل وحلّها بأسلوب خاص من قبل مهندس التحكم الميكانيكي فيني (T. A. Feeney) الذي عمل لصالح شركة الأجنحة الطائرة

نورثروب (Northrop) وتطبيقها على الأرض باستخدام نموذج هيكل للطائرة بالحجم الطبيعي مع نظام خاص به، أطلق عليه «الطائر الحديدي». وكان متطلباً وضع نظرية مناسبة لتفسير جذور المشكلة الخاصة بنظام التحكم بالقدرة مُحَدّدة الدور وعدم الاستقرار. كان ماك روير (D. T. McRuer) قد قدمها في حلقة دراسية عام 1949، وتمّ نشرها بعد ذلك (Bureau of Aeronotics, 1953).

إن تاريخ ما بعد الحرب العالمية الثانية وما تم من تحسينات تدريجية على تصميم أنظمة التحكم بالقدرة اللاردية اقتفي أثره في عام 1978 من قبل ماسكري، روبير (Robert H. Maskrey) وثيبار (W. J. Thayer). لقد وجدا أن تينسلي في إنكلترا قد سجل في عام 1946 براءة اختراع حول أول مرحلتي صمّام إلكتروميكانيكي. وبعد ذلك بقليل، طوّر كلٌّ من بايد (R. E. Bayer)، وجونسون (B. A. Johnson) وشميد (L. Schmid) من مكتب تصميم تينسلي، النظام بإنشاء تغذية خلفية ميكانيكية مباشرة من خرج المرحلة الثانية للصمام إلى دخل المرحلة الأولى.

لقد أضاف مهندسو مختبر التحكم والتحليل الحركي في MIT تحسينين على الصمام ذي المرحلتين. التحسين **الأول** كان باستخدام عزم المحرك الحقيقي بدلاً من الملف الجاذب (solenoid) في المرحلة الأولى، والتحسين **الثاني** كان في التغذية الخلفية الكهربائية لموضع الصمام في المرحلة الثانية. في عام 1950، طوّر مووغ (W. C. Moog) المرحلتين الأوليين من مخدم الصمام باستخدام مشغل عديم الاحتكاك للمرحلة الأولى، وزعنفة أو عنفة. ويمكن الوصول من خلاله إلى صمّام بعرض مجال يساوي 100 دورة بالثانية. والتقدم التالي المُعتبر كان في التغذية الخلفية الميكانيكية للمرحلة الثانية من مخدم الصمام، والمبتكر من قبل كارسون (T. H. Carson) في عام 1953. ثم كانت الاتجاهات الرئيسية للتطوير بعد ذلك تتجه نحو التكرار والتكامل مع الأوامر الكهربائية الواردة من كلٍّ من الطيار أو من كمبيوترات الاستقرار المتزايد.

بشكل عام، يتطلب الانتباه إلى أدق التفاصيل ليكون تصميم نظام التحكم بالقدرة اللاردية مرضياً، كما هو موصف من قبل غلين (عام 1963). بالإضافة إلى تحديد الدَور بالاستناد إلى ما سبق، وهذا يتضمن زيادة طفيفة في التحكم، وقراءة الموضع وأزمنة التأخير، ودقة توضع سطح التحكم، والمرونة، ونابض الإرجاع، والتباطؤ، واللاردية بمواجهة القوى الخارجية.

5 ـ 20 أنظمة الحس الصنعي Artificial Feel Systems

طالما أن أنظمة التحكم بالقدرة اللاردية تعزل الطيار عن عزوم المفصل الإيروديناميكية، فإن استرجاع عزوم المفصل صنعياً، أو «الحس الصنعي،» يكون مطلوباً. وتتدرج أنظمة الحس الصنعي الطولية في التعقيد من النوابض البسيطة، والأوزان، والمخمدات وصولاً إلى الكمبيوتر المولد لرد فعل القوى المطبقة على مقود التحكم من قبل المخدمات.

وتعتبر كتلة التوازن (bob-weight) العنصر الأبسط في نظام الحس الصنعي، فهي تدخل في دورة التحكم ككتلة غير موازنة، تضاف إلى قلة الموازنة المتأصلة (inherent) في التصميم الأساسي. ذلك، أنه حتى ولو كان لدى دوائر التحكم الميكانيكي الموازنة كتلياً عطالة تميل إلى الإبقاء على عصي التحكم، الكبلات، والأقواس ثابتة أثناء تسارع الطائرة حولهم، فقد صممت كتلة التوازن لتزيد من عدم التوازن، مُحدثةً قوى طيار صنعية تتناسب وخطية الطائرة وتسارعاتها الزاوية. كما أن كتلة التوازن استخدمت أيضاً على الطائرات بدون تحكمات بالقدرة اللاردية، كما في الطائرة سبتيفاير وP-51D.

إن أكثر أنواع كتل التوازن شيوعاً هو عبارة عن وزن بسيط يعلق بقوس أمام عصا التحكم. يَتَطلب التسارع الناظمي الموجب، كما في حالة التسلق، من الطيار قوة شد للتغلب على العزم حول نقطة تمركز العصا بسبب زيادة القوى للأسفل المؤثرة في كتلة التوازن. ومع وجود قوة شد إضافية للطيار تكون مطلوبة خلال عملية التسلق نحو الأعلى، فإن قوة الشد الإضافية الناتجة من التسلق المتسارع مضروباً في طول الذراع من مركز الثقل (CG) إلى كتلة التوازن تمثل مقدار التعديل اللازم عملية تحقيق التوازن الأصلي. فبدون وجود عنصر تسارع الرفع، يتوجب أن يستعيد الطيار رجوع العصا بحركات مفرطة قبل أن يُعزز التسارع الناظمي، ويميل إلى شد العصا إلى الأمام.

تُركَب كتلة التوازن في الطائرة ماك دونيل دوغلاس (Mc Donnel Douglas A-4)، حيث يكون عنصر تسارع الرفع المتزايد مطلوباً للتغلب على ميول تجاوز التحكم عند السرعات العالية والارتفاعات المنخفضة. كما يتم تركيب كتلة توازن معاكسة في مؤخرة الطائرة. هذا وتخفض كتلة التوازن المعكوسة من عنصر التسارع الناظمي لقوة العصا لكنها تزيد عنصر تسارع الرفع.

عنصر آخر هام في نظام الحس الصنعي هو نابض الضغط الحركي q-q (spring). كما في تطبيقه في دفة اتجاه الطائرة بوينغ XB-47 (White, 1950) فقد وفر النابض q قوى دواسة تتناسب وانحراف كلتا الدواستين مع الضغط الحركي للطائرة، أو مع q. يتم وضع الضغط الكلي (السكوني والحركي) في حاوية محكمة تنتهي بمثابة (bellows) في طرفها. ويتم تعيير الهواء المضغوط بالضغط السكوني خارج الحاوية المحكمة وبتوتر الكبل، فيَنتج قوة كبل متناسبة مع فرق الضغط، أو مع q. تسبب حركة تحكم الطيار تحريك نقطة معلقة بذلك الكبل عرضياً، منتجة عزم استرجاع منسوباً إلى حركة التحكم أو إلى الضغط الحركي.

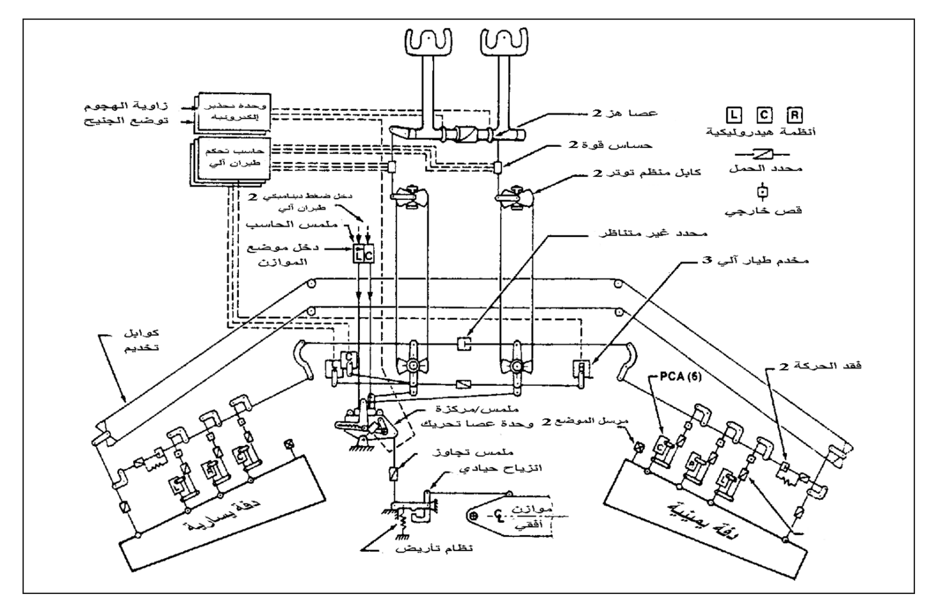
يبدو أن نظام الحس الصنعي النابضي قد استخدم أولاً في طائرة نورثروب XB-35، (Northrop XB-35) وعلى دفة الدحرجة ودفة الرفع للجناح الطائر B-49، بالاشتراك مع كتلة التوازن. وبقيت نماذج نظام الحس الصنعي النابضي q مستخدمة في الطائرات الحديثة، كدفات الرفع في طائرات البوينغ 427، 747، و767؛ واللايتننغ الانجليزية وماك دوغلاس DC-10. كذلك، استخدمت النوابض الهيدروليكية بدلاً من الميكانيكية، مع جعل الضغط الهيدروليكي منسوباً إلى الضغط الحركي من خلال صمّام مُنظّم. وتم أيضاً في العديد من طائرات الركاب تعديل تدرج القوة زاوية تعيير الموازن (trim stabilizer angle). حيث يؤثر تعديل زاوية الموازن، من خلال وجود حدبة (cam) تؤمن، تصحيحاً خشناً لموضع مركز الثقل، بتخفيض تدرج قوة النابض أمام توضعات مركز الثقل. وهنالك تعديلات أخرى يمكن إدخالها.

هذا وتتوفر أنظمة حس صنعية متقدمة وحديثة لتعديل خواص نابض ومخمد العصا وفقاً لبرنامج كمبيوتري، أو حتى تطبيق قوى على العصا باستخدام مخدمات (servos) تعمل بتحكم كمبيوتري.

5 ـ 21 الطيران بالوصل السلكي Fly-by-Wire

تُقاد مخدمات سطح التحكم في أنظمة الطيران بالوصل السلكي وفقاً لأوامر الطيار من خلال مدخلات كهربائية. ولقد وضعت قناة وحيدة للطيران بالوصل السلكي في الاستخدام منذ سنوات عديدة، من خلال الطيار الآلي للطائرة. على سبيل المثال، في عام 1940 زود الطيار الآلي للطائرتين سبيري

(Sperry) A-12 وهانيويل (Howywell) C-1، الطيار بمدخلات تحكم من خلال لوحة مفاتيح التحكم في الكبين. إلا أنه، في الاستخدام الحديث، يتم تعريف الطيران بالوصل السلكي من خلال أنظمة متعددة بدخل كهربائي وعدد من المخدمات لسطوح التحكم، وعادة بدون نظام دعم أو بتحديد كبير للميكانيك (الكبلات).



الشكل 5 ـ 17 رسم بياني لنظام تحكم دفة الرفع للطائرة بوينغ 767، من المحتمل أن يكون آخر أنظمة التحكم بالكبل أو نظام التحكم الميكانيكي الذي صُمِّم لطائرات الركاب بوينغ. كل نصف دفة تم تزويدها بثلاث مشغلات تخديم على التوازي. وسمح بإلغاء الحدبات (Pogos) ووحدات القص بفصل عناصر التشويش في النظام (أعيدت الطباعة من المقالة رقم 831488 لعام 1983، بموافقة شركة جمعية مهندسي الآليات).

وفقاً للأستاذ برنار أيتكين، كان أول تطبيق لتقنية الطيران بالوصل السلكي في آفرو كندا على طائرة Arrow CF-105، وهي طائرة معترضة بأجنحة دلتا نفذت أول طيران لها عام 1958. وأول نظام طيران بالوصل السلكي، مع نظام تحكم بعصا جانبية (side-stick)، قد طار في عام 1954 في وكالة الناسا على الطائرة غرومان المعدلة F9F (Chambers, 2000). كذلك يذكر في برنامج الناسا/ درايدن تطوير الطيران الرقمي بالوصل السلكي (المسمى برنامج F-8). لمزيد من المعلومات يمكن أن يستشير القرّاء كلاًّ من شميت (Schmitt, 1988) وتوماكو (Tomayko, 2000)

للتعرف على التأريخ المشوق والهام للطيران بالوصل السلكي.

من المحتمل أن تكون بوينغ 767 التصميم الأخير للشركة الذي حافظت فيه على مداخل ميكانيكية لمخدمات التحكم بالقدرة اللاردية، أو الطيران بواسطة الكبل. ويظهر مخطط التحكم في دفة رفع 767 مستوى عالياً من الإسهاب باستخدام ثلاثة مشغلات مستقلة لكلّ دفة رفع، وكل واحد منها مغذى أيضاً بنظام هيدروليكي مختلف (الشكل 5-17). ويَتطلب الدخول إلى نظام الطيار الآلي فيها مشغلاً منفصلاً لأن مخدم سطح التحكم لا يقبل الإشارات الكهربائية.

أما الطائرة بوينغ 777 فهي طائرة الشركة الأولى التي تطير بالوصل السلكي (FBW)، وفيها تقبل مخدمات سطح التحكم الأولى المدخلات الكهربائية لأوامر الطيار. مع بوينغ 777، يمكن أن يقال إن الطيران بالوصل السلكي قد بلغ من النضج ما يمكن تبنيه من أشد المحافظين في شركة بوينغ. هذا ويذكر أن الطيران بالوصل السلكي كان معمولاً به على الطائرات أيرباص A320، A330، وA340 في ذلك الوقت.

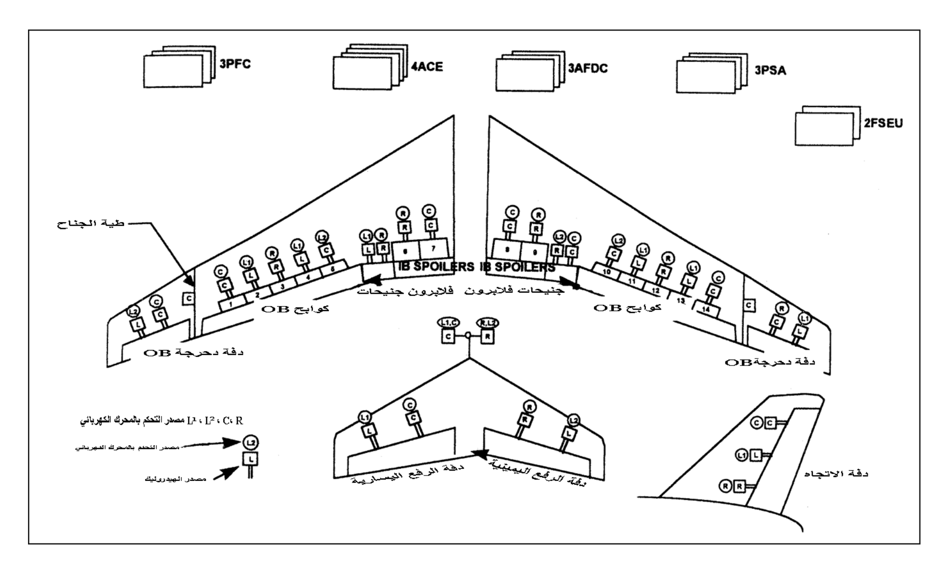
يبيّن الشكل 5-18 (Osder, 1999) مستوى الإسهاب في نظام التحكم بالمشغلات في طائرة البوينغ 777. وفي الشكل يشير PFC إلى الكمبيوتر الأولي للتحكم بالطيران، وACE إلى مشغلات التحكم الكهربائية بالمحرك، وAFDC إلى مدير تحكمات طيران الطيار الآلي، وPSA التغذية الكهربائية، وFSEU وحدات التحكم الثانوية. لاحظ الربط المتقاطع لـ ACE مع منابع القدرة الهيدروليكية.

أعطى ماكلين (Mclean, 1999) توصيفاً هاماً لأنظمة الطيران بالوصل السلكي على 777 وA320، كما يلي:

> **[بوينغ 777]. . . ولتجنيب الطيارين تجاوز حدود زاوية الميلان (bankangle)، فإن قوة الدحرجة على مقود التحكم تزيد عندما تقترب زاوية الميلان من 35 درجة. يسمح الطيران بالوصل السلكي (FBW) بتعقيد الترابط بين المحاور الداخلية أكثر من إجرائية الربط التصالبي لدفة الاتجاه التقليدية من أجل تنسيق حركتي دحرجة/ انعراج (roll/yaw) لينتج منها زاوية انزلاق صغيرة حتى في المناورات العالية. . . إن مخمد انعراج العصفة (yaw gust damper) (الذي يكون مستقلاً عن مخمد الانعراج التقليدي في الطائرة). . . يستشعر النظام بأية هبّة ريح جانبية، ويُطبق**

بشكل مباشر على دفة الاتجاه لتخفيف الحمل على الزعنفة العمودية. لدى بوينغ 777 نظام طيران بالتوصيل السلكي يسمح للهامش السكوني الطولي أن يكون مسيطراً ـ يُحافظ على 6٪ من الهامش السكوني ـ تكون الحماية من الانهيار متوفرة من خلال زيادة قوى مقود التحكم بشكل متدرج مع زيادة زاوية الهجوم. لا يقوم الطيار بموازنة هذه القوى عندما تكون سرعة الطائرة قريبة من الانهيار أو عند حدود زاوية الهجوم.

[أيرباص 320]. . . تم استخدام نظام تحكم بالعصا الجانبية (sidestick). يكون قانون التحكم في (الرفع) على الطائرة أساساً عبارة عن أمر سرعة مسار الطيران/ نظام المحافظة على زاوية مسار الطيران، ويوجد احتياط شامل لحماية غلاف الطيران (flight envelope). . . تحدد زاوية الميلان عند 35 درجة. . . . يوجد تنسيق لزاوية الرفع في الدحرجات. يُحافظ على نظام التحكم بالسرعة إما من خلال VREF [السرعة المرجعية] أو السرعة المطلوبة التي يتم الحصول عليها. لا يوجد أي نظام دعم ميكانيكي. . . . والتجهيزات تم تثليثها (أي توفر ثلاثة في كل نظام)، أو في بعض الحالات تربيعها مع توفير «ناخب أفضلية» آلي. مع وسائل احتياط لإعادة تشكيل النظام.



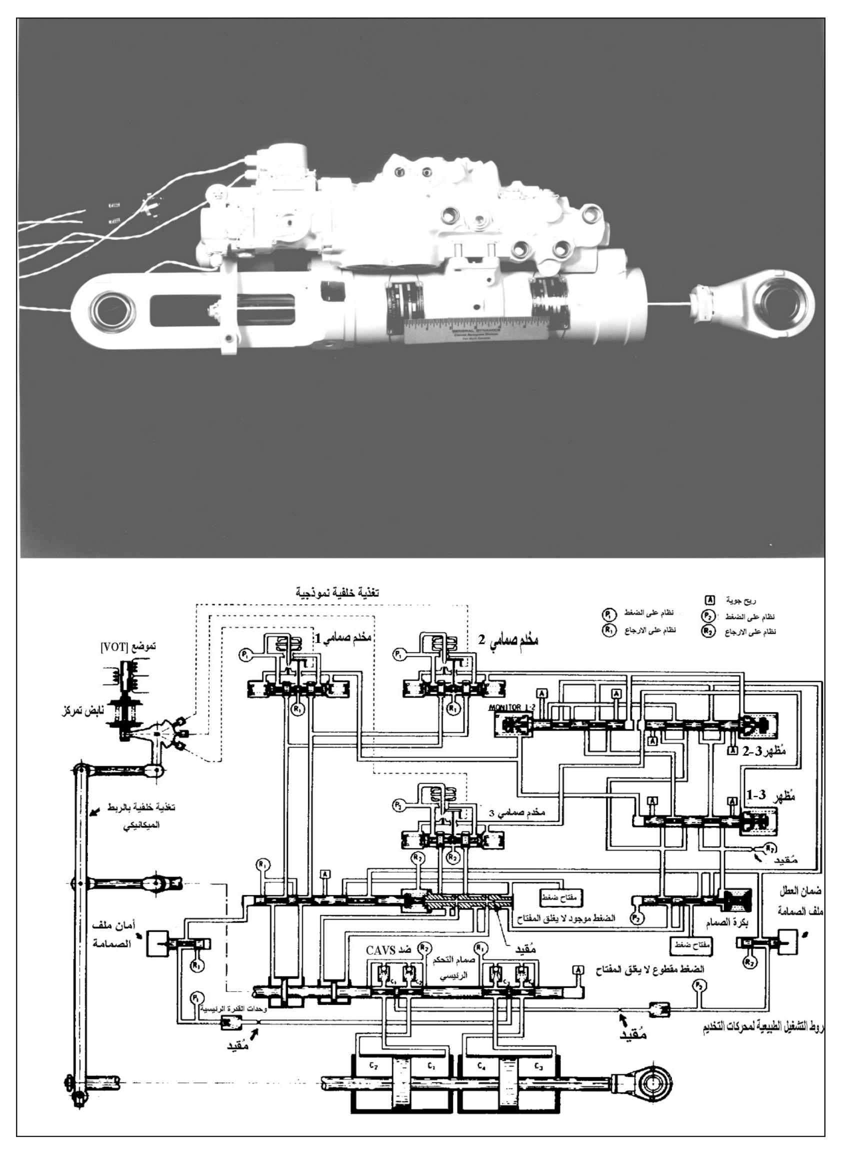
الشكل 5 ـ 18 مستوى التكرار في طائرة الركاب بوينغ 777. PFC كمبيوتر الطيران الأولي، ACE إلكترونيات التحكم بالمحرك، AFDC مدير طيران الطيار الآلي، PSA تكييف الاستطاعة، وFSEU وحدة البطاقات الإلكترونية. (من: Osder, 1999).

توضح هاتان الحالتان الاختلاف الهام في فلسفة تصميم الطيران بالوصل السلكي لطائرات الركاب. ولا يُحَدد طيارو بوينغ 777 بتطبيق عوامل حمولة فوق الحد، ماعدا الزيادة الكبيرة في قوى التحكم. ويمكن للأجنحة أن تنحني في حالات النقر المفاجئ (Pull out) أثناء الطوارئ. ويمنع منطق التحكم في عوامل الحمولة من تخطي الحدود على الطائرة إيرباص.

تُمثل الطائرة ماك دونيل دوغلاس F/A-18 هورنيت (Mc Donnell Douglas F/A-18 Hornet) تحركاً باتجاه التكامل التام لمشغلات تحكم الطيران. لقد نُفذت مدخلات الطيار في الطائرة F/A-18 لسطح الذنب الأفقي المتحرك بالكامل، أو الموازن، من خلال مجموعتي صمامات ثنائية السولينويد (dual solenoid- control valves)، ويمثل هذا، نظام حقيقي «للطيران بالوصل السلكي». من ناحية أخرى، يتم في هذا النظام تطبيق دخل ميكانيكي من الطيار فقط في حالة حدوث سلسلة من الأعطال الكهربائية وعطل وحيد في نظام الهيدروليك.

تطير طائرة جنرال داينامیکس F-16، (General Dynamics) بالكامل بالوصل السلكي، وبواسطة التكامل بين المشغلات والمخدمات (servo actuators)، معروفة بأحرفها الأولى ISA. ويُقاد كل مشغل بثلاثة مخدمات صمامية مُتحكم بها إلكترونياً (الشكل 5-19). ولايوجد على الإطلاق أي دخل ميكانيكي من الطيار. بالطبع، يقبل المخدم الصمامي أيضاً الإشارات من كمبيوتر تحكم الطيران الرقمي. ويعود تعقيد الرسم البياني في ISA إلى الاحتياطات المتبعة لكشف وتصحيح العطل. هذا ويعمل اثنان أو ثلاثة مخدمات صمامية فقط بشكل طبيعي. وإن أول عطل لواحد من هذه الصمامات يزيح التحكم آلياً إلى المخدم الصمامي الثالث. وإن أول عطل للمخدم الصمامي الثالث يُقفل المشغل على مجموع أول اثنين.

كذلك استخدام المشغل المخدم (servoactuator) كمشغل سطح تحكم أولي لطائرة البحث غرومان X-29 (Crumman X-29 A)، حيث كانت شركة مووغ (Moog) قد طورت تقنية مكافئة للمشغلات المخدمة المتكاملة لصالح الطائرة المقاتلة الإسرائيلية لافي (Lavi).



الشكل 5 ـ 19 صورة ورسم بياني لمشغل مخدم متكامل (ISA) يعود إلى طائرة جنرال دايناميكس F-16 المُصنعة بشركة ناشونال ووترليفت الوطنية (National Waterlift Co.) . تصميم هذا المشغل هو نموذجياً لنظام تحكم الطيران بالوصل السلكي. وقد يستخدم المشغل التغذية الخلفية للسرعة (موقع بكرة الصمام الرئيسي) والموضع الميكانيكي، أيضاً، تم فيه اختبار التغذية الخلفية الكهربائية. إن الكشف الداخلي عن العطل الهيدروميكانيكي وتصحيحه، واستخدام ثلاثة مخدمات صمامية مستقلة، تسبب تعقيد الأنابيب. (أعيدت الطباعة من المقالة رقم 831483 لعام 1983، بموافقة شركة جمعية مهندسي الآليات).

إن تصميم شركات نورثروب/ لير/ مووغ (Northrop/Lear/Moog) لنظام تحكم الطيران للقاذفة الشبح B-2، (B-2 Stealth) يُمثل خياراً هاماً آخر للطيران بالوصل السلكي. في هذه الطائرة الضخمة جداً يتم توزيع جزء من الالكترونيات التي يحرّكها المخدم والتي تستقر عادة في كمبيوترات تحكم الطيران المركزية على سطوح التحكم. تُرسل أوامر التحكم الرقمية بسطوح التحكم عبر قناة معلومات إلى الطرفيات البعيدة، المتوضعة قرب سطوح التحكم. تحتوي الطرفيات على معالجات رقمية لإدارة التكرار (redundarcy) وإغلاق الحلقة التماثلية ودارات التعويض للمشغلات. وبتوزيع توابع التغذية الخلفية لمشغل مخدم تحكم الطيران في هذه الطريقة نوفر الكثير من الوزن، مقارنةً باستخدام كمبيوترات تحكم طيران مركزية لهذه الوظيفة (Schaefer, Inderhees, and Moynes, 1991).

وهنالك طائرات أخرى حديثة تعمل بأسلوب الطيران بالوصل السلكي منها: ماك دونيل دوغلاس C-17 (Mc Donnell Douglass)، ولوكهيد مارتين (Lockheed-Martin) F-117 وF-22، ومكوك الفضاء المداري روك ويل/ ناسا (NASA/Rockwell Space shuttle)، وأنتونوف An-124 (Antonov)، والمقاتلة الأوروبية EF 2000 (Eurofighter)، وتورنادو MRCA/(Tornado)، وداسو بريغيت ميراج 2000 (Dassult Breguet Mirage) ورافال (Rafale)، وساب (Saab) JAS-39، وبيل بوينغ V-22 (Bell Boeing).

5 ـ 22 مشاكل تصميمية متبقية في أنظمة التحكم المعززة بالقدرة
Remaining Design Problems in Power Control Systems

إن التطور الرائع في أنظمة التحكم المعززة بالقدرة الذي جعلها مؤتمنة على حياة الآلاف من المسافرين جواً، بالإضافة إلى طواقم الطيارين العسكريين يومياً، لم يأخذ أكثر من 15 سنة. وهو الزمن المستغرق بين ولادتي الطائرتين نورثروب B-49 وبوينغ 727. ومع ذلك، لا بد من وجود قليل من مشاكل تصميم ميكانيكية (Graham and McRuer, 1991)، منها:

يسبب احتكاك صمام التحكم منطقة ميتة الاستجابة لجهد الطيار أو للأوامر الكهربائية. ويسبب احتكاك الصمام مشكلة خاصة في نموذج التغذية الخلفية الميكانيكية البسيط التي يكون فيها جسم صمام التحكم مركّباً بشكل

جاسئ مع أسطوانة القدرة. وتحصل التغذية الخلفية عندما تُغلّق حركة أسطوانة القدرة الصمام. على أي حال، فإن أية إزاحة للصمام بسبب الاحتكاك تستدعي سرعة في المشغل. وهذا يؤدي إلى حالة لاستقرار تسبّب تأخيراً في الحلقة المغلقة.

مشكلة تصميمية أخرى لها علاقة بحالة الفتح الكامل لصمامات التحكم. وهذا يتماشى مع السرعة الزاوية العظمى لسطح التحكم. ذلك، أن المشغل يستقبل سرعة الانسياب العظمى التي يستطيع أن يوفرها نظام الهيدروليك. ويجب على السرعة الزاوية العظمى الناتجة لسطح التحكم أن تكون أعلى من أي أمر يطلبه الطيار، أو الطيار الآلي. فإذا تَطلّبت أية مفاجئة كبيرة أو مناورة لسرعة زاوية لسطح التحكم تتجاوز فتح الصمام بشكل كامل، فسيحدث عندئذٍ تحديد للسرعة. وتحديد السرعة هو عامل مزعزع للاستقرار، حينئذٍ تصبح زوايا سطح التحكم دالات تابعةً لتحديد السرعة ولمطال الدخل والتردد والتأخير بما يتجاوز مدخلات (inputs) الطيار البشري أو الآلي.

وقد تم تجريب تأثيرات تحديد السرعة في زعزعة الاستقرار خلال التاريخ الكامل لأنظمة التحكم بالقدرة. هذا وقد فُقدت طائرة من سلسلة الطائرات النفاثة F-86 خلال مرحلة التقرب للهبوط عندما أخذت مضخة هيدوليكية تحركها مروحة هوائية دور مضخة معطلة يقودها محرك. فعندما انخفضت السرعة الجوية بالقرب من المهبط، تباطأت المضخة المقادة بالمروحة، مقللة سرعة جريان الهيدروليك الأعظمي المتاح، ودخل الطيار في حركة اهتزاز مسبّبة عنه تسمى PIO: Pilot Induced Oscillation أو الاهتزاز المحرض من قبل الطيار (انظر الفصل الحادي والعشرين). وذُكِرَت أيضاً حوادث ناتجة من إشباع سرعة المشغل في الطائرات الحالية، ومنها ماك دونيل دوغلاس C-17، وساب JAS-39، ولوكهيد مارتن/ بوينغ YF-22 (McRuer, 1977).

5 ـ 23 قضايا الأمان في أنظمة التحكم بالوصل السلكي Safety Issues in Fly-by-Wire Contral Systems

ومع أن أنظمة تحكم الطيران بالوصل السلكي أصبحت شائعة في العديد من الطائرات السريعة والكبيرة، بقي سؤال مطروح حول أمانها، فمهما كانت درجة توفر التكرار إلا أنه يبقى يدور في حساب الحالة قليلة الاحتمال التي

يمكن أن تنهار فيها جميع الأنظمة الكهربائية والهيدروليكية. وبسبب حاجة متطلبات أنظمة التحكم الهيدروليكية للقدرة العالية جداً، فإن مضخاتها تسوقها عادة المحركات الرئيسية. وهذا يقتضي مرور أنابيب الضغط العالي الطويلة بين المحركات وسطوح التحكم، وتكون هذه الأنابيب عرضة للكسر بسبب الإجهاد؛ ومن التآكل ومن عمليات الصيانة.

إن أخطار كسر أو تسريب خط الهيدروليك عالي الضغط، مع تصريف النظام، يمكن تفاديها مع غرامة على حساب الوزن والتعقيد بالاستعانة بمضخات هيدروليكية مساقة كهربائياً ومتوضعة عند كل سطح تحكم. وتبقى قضية أمان إضافية هي تلوث سائل الهيدروليك. فإن المضخات الهيدروليكية عالية الضغط، والصمامات، والمشغلات تكون حساسة إلى تلوث سائل الهيدروليك.

نظراً إلى حالات الأعطال المتعددة لنظام الهيدروليك والكهرباء، ناهيك عن إمكانية التخريب، والاصطدامات الجوية، والصيانة غير الصحيحة، وإلى أي مدى ينبغي للمرء أن يذهب في تقديم شكل من أشكال دعم التحكم اليدوي في اللحظات الأخيرة؟ وهل ينبغي على الطائرات الموضوعة في خدمة الركاب أن يكون لها مراجعة أخيرة لنظام التحكم اليدوي؟ وإذا كان الأمر كذلك، كم سيكون ذلك مُنجزاً مع مُتحكمات العصا الجانبية مثلاً؟

في الأيام الأولى لأنظمة التحكم التي تعمل بالطاقة الهيدروليكية ولاسيما في الطائرات الصغيرة كان الجواب سهلاً. على سبيل المثال، تجربة الستراتولينار 307 (Strato Liner) ومشاكل القدرة الهيدروليكية على الطائرة XB-47، قادت شركة بوينغ لتوفير مراجعة آلية لنظام التحكم المباشر بعد حوادث فقد الضغط الهيدروليكي في طائرات B-47، كذلك يتغير موضع جنيح التعيير trim tab المهيِّئ لنظام الحس الصنعي عندما يقطع أو يتوقف النظام الهيدروليكي. أيضاً يتوقف قفل الموازن النابضي (spring tab) وخروجه عن الوضع الحيادي عند فقد القدرة الهيدروليكية.

لقد أنقذت المراجعة اليدوية على الأقل طائرة بوينغ 727 واحدة عندما تم فقد كامل للقدرة الهيدروليكية، وطائرة الخطوط الجوية المتحدة بوينغ 720 عندما نفذت هبوطاً آمناً بدون قدرة كهربائية. إن قضية تفقد الأمان الأخيرة (last-ditch safety issue) يصعب توجيهها للطائرات التجارية طراز بوينغ 747 ولأية طائرة جامبو عملاقة أخرى، وحدث أن فقدت كلٌّ من طائرات الجامبو لوكهيد

L1011 وبوينغ 747 ثلاثة من أنظمتها الهيدروليكية الأربعة خلال الطيران. وتعرضت L1011 إلى عطل في محور مروحتها؛ فيما صدمت طائرة 747 إنارة مطار سان فرانسيسكو ليلاً أثناء التقرب للحط، وأدى عطل في مؤخرة طائرة 747 إلى تدمير مشابهة للأنظمة الهيدروليكية الأربعة، مسبباً خسارة الطائرة.

في حادثة مشابهة أخرى، كان الطاقم بقيادة قبطان الخطوط الجوية دلتا جاك ماك ماهان (Jack McMahan) جديراً بإنقاذ طائرة لوكهيد L1011 في عام 1977 عندما حُشِرَت دفة الرفع اليسارية بوضعها الممتد نحو الأعلى، على ما يبدو خلال فحص سطوح التحكم قبيل الإقلاع من مطار سان دييغو (McMahan, 1983). ولم يكن في مقصورة قيادة L1011 مؤشر دلالة على هذا النوع من العطل، ولم يلحظ طاقم الفحص الأرضي في سان دييغو المشكلة. لقد تحكم ماك ماهان بالطائرة بوساطة الدفع التفاضلي حتى الهبوط في لوس أنجلوس. من خلال هذه الحادثة كان التركيز في عام 1982 في ورشة عمل لانغلي في NACA حول إعادة بنية أنظمة التحكم. وقد ناقش الحاضرون في ورشة العمل الأدوار المحتملة للتعرف إلى العامل المؤثر الحقيقي وإلى إعادة تصميم نظام التحكم السريع كحل للتحكم بالعطل.

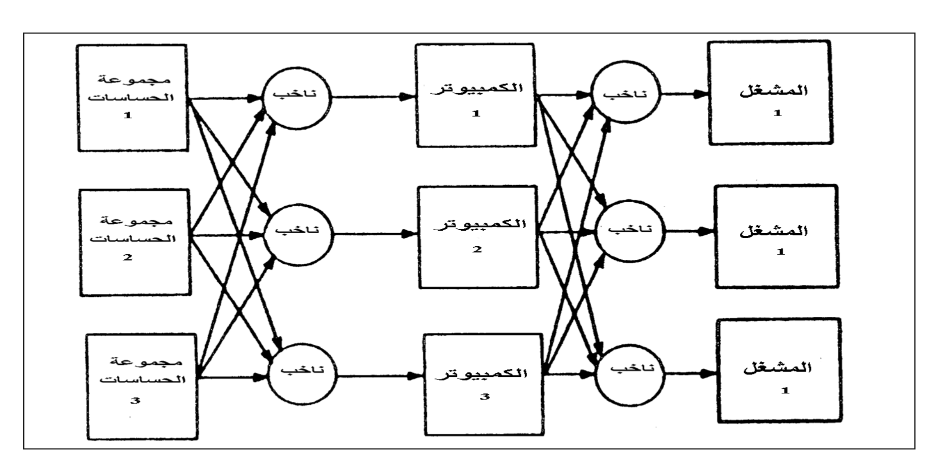
هكذا، وعلى الرغم من أن الأنظمة الميكانيكية بالتمام (fully mechanical systems) يمكن أن تتعطل بطرق متعددة، منها: انقطاع الكبل، وانحشار أذرع نقل الحركة وغيرها، تبقى أسئلة حول أمان الأنظمة الحديثة لتحكم الطيران بالوصل السلكي قائمة.

إن حادثة الطائرة لوكهيد L1011 عام 1977، والفقد الكامل لنظام القدرة الهيدروليكي للطائرة DC-10 في عام 1989، وفقد أنظمة تحكم كاملة أخرى، خسائر قادت إلى الشروع في بحث هام في تطوير أنظمة جديدة للتحكم بالدفع (propulsion controlled aircraft) كما سيتم وصفه في الفقرة 11.20.

5 ـ 24 إدارة التكرار في أنظمة التحكم بالوصل السلكي Managing Redundancy in Fly-by-Wire Control Systems

في الوقت الذي يُفهم عالمياً بأن التكرار أمر ضروري لأنظمة تحكم الطيران بالوصل السلكي، توجد مدرستان فكريتان حول الحصول على التكرار،

وإدارته. لقد عَرف ستيفن أوسدار (Stephen Osder) في عام 1999 هذين الهدفين على أنهما عملية تكرار فيزيائي أولاً، تستخدم فيه قياسات من عناصر تكرار المنظومات لكشف الأخطاء، وعملية تحليل ثانياً، معتمدةً على توليد إشارات من النموذج الرياضي للنظام. ويستخدم التحليل التكراري (Frank, 1990) نظام تقنية تشخيص في الزمن الحقيقي، كما هو مبيّن في الفصل الرابع عشر، المقطع الثامن، «تقنيات تحقيق الأمثلة العادية».



الشكل 5 ـ 20 بنية نظام تكرار ثلاثي عام لأنظمة تحكم طيران حرج. (Osder, 1999)

إن التكرار الفيزيائي (physical redundancy) هي التقنية الدارجة في الطيران بالوصل السلكي، باستثناء الأنظمة الجزئية المعزولة. يبيّن الشكل 5 ـ 20 مخططاً مبسطاً جداً لنظام تحكم الطيران بتكرار فيزيائي ثلاثي عام. المفهوم الرئيسي يتحدد بتجميع كافة الحساسات داخل مجموعات واستخدام خرج كل مجموعة إلى مدخل كلٍّ من كمبيوترات التكرار الثلاثية. وعلى نفس النمط، يقوم كل كمبيوتر حاسوب بتغذية مجموعات مشغلات التكرار الثلاثية. ويكون خرج (voting circuitory output) دارات النواخب عبارة عن القيمة الوسطى للمداخل الثلاثية لنظام الانتخاب. يوفر فشل القدرة على التشغيل، الضرورة لأنظمة الطيران بالوصل السلكي. ويبين الشكل 5 ـ 20 إمكانية توسيع تكرار أنظمة الطيران لتكون رباعية.

يتطلب التطبيق العملي للتكرار الفيزيائي اهتماماً كبيراً للاتصالات بين الأنظمة الجزئية، فما لم تكون الإشارات التي يتم تقديمها إلى الناخب المنطقي

(voting logic) متزامنة تماماً في الزمن، سيؤدي ذلك إلى إعطاء نتائج غير صحيحة. في الحقيقة إن، الحساسات، والكمبيوترات، والمشغلات تعمل عند سرعات مختلفة. وتصبح الحاجة إلى أجهزة اتصالات خاصة ضرورية لتوفير تزامن. كذلك توفير اهتمام مضاف يكون مطلوباً لتفادي التداخل بين أقنية التكرار الناجمة عن خطأ الزيادة الطبيعية، وليس عن الأعطال.

يبقى الموقف المتعلق بالتكرار التحليلي مجهولاً، منذ توقف تطبيقات اللوحات في أنظمة الإنتاج. وبعد أن حلّت برمجيات (software) مكان بعض عناصر التكرار الفيزيائية أو (hardware)، تحقق بعض التوفير في الوزن، ومرونة أكبر، ووثوقية موعودة أكثر. وعلى أية حال، ظهرت صعوبة رئيسية من التحديدات الحالية لتمثيل نظام المَركبة وطرق تحقيق الأمثلية في النماذج الرياضية الخطية والمضطربة. فإذا طارت الطائرة داخل مناطق يكون فيها الإيروديناميك لاخطياً وتأثيرات التخلفية (hysteresis) هي المسيطرة، سينتج منها تشخيص سيّئ. ويمكن أن يظهر التشخيص السيئ مع التكرار التحليلي من الترابط الطبيعي للحساسات، والكمبيوترات، وأنظمة المشغلات الجزئية. لقد أعطى أوسدار (Osder, 1999) مثالاً لحالة تكون فيها حلقة التغذية الخلفية لموضع المشغل مفتوحة، والتي يمكن أن تُشخَص بشكل سيّئ على أنها عطل أحد الحساسات (sensor)، بالاستناد إلى تشخيص المنظومة.

إن تطبيق التكرار التحليلي لإعادة تشكيل نظام متعدد المشغلات أُعطي من قبل جيانغ (Jiang, 2000). ويستخدم النظام المقترح (الخطي) الأمثلية (optimization) لإعادة تشكيل المُرشِح الأولي (prefilter) الذي يوطّن التحكم بين مجموعة مشغلات متكررة، ويعيد حساب التغذية الخلفية التناسبية، وثوابت الربح التكاملية. وثمة مخطط تكرار تحليلي مماثل إلى حد ما، يستخدم تقنية التحكم التكيفي، قد كتب عنه هيس (Hess 2000)، وتقنية إعادة التشكيل بالتركيز على أعطال المحرك كتب عنها باومكارتين (Baumgarten, 1996).

يَكمن أفضل أمل للتطبيقات العملية المستقبلية للتكرار التحليلي في الاستثمارات القوية لتحسين طرق تمثيل النظام. وهذا كما يبدو هو الهدف لعدة برامج في معهد ميكانيك الطيران في مركز الفضاء الألماني DLR. يبين الفصل الرابع عشر، المقطع الثامن، العديد من التطويرات التي تمّت في هذا المعهد وفي أماكن أخرى، «تحديد نظام طيران المركبة من اختبار الطيران».

5 ـ 25 أنظمة التحكم بالوصل الكهربائي والضوئي Electric and Fly-by-Light Controls

من الممكن أن نرى مستقبلاً طائرة بأنظمة تحكم طيران كهربائية بالكامل. إن حذف عناصر نظام التحكم الهيدروليكي سيزيد من مقدار الوثوقية. كذلك فإن إجرائية كشف الخطأ وتصحيحه يجب أن تصبح وظيفة الكترونية منطقية وبسيطة إذا ما قُورنت بنظام الهيدروليك المعقد للطائرة F-16's، 1SA. أما أنظمة التحكم بالوصل الضوئي، باستخدام تقنية الليف البصري بدلاً من الأسلاك الكهربائية، فهي بالمثل إمكانية مستقبلية. وهذا النوع المتقدم من الكيان الجامد (hardware) سوف لن يتطلب أي تغيير في أساس نظرية الاستقرار والتحكم.

الفصل السادس

الاستقرار والتحكم في مرحلة التصميم

Stability and Control at the Design Stage

عند البدء بمخطط تمهيدي لطائرة جديدة، يتقيد مهندس الاستقرار والتحكم عموماً ببعض المبادئ المعروفة الخاصة بالتوازن، وبحجم الذنب، على سبيل المثال. ومن هذه الخصائص توقع خصائص الاستقرار والتحكم من المخططات والرسوم. ومن ضمن هذه الخصائص النقطة الحيادية (مركز الثقل من أجل استقرار طولي سكوني عدمي)، والاتجاه السكوني، والاستقرار الجانبي (تأثير الزاوية الثنائية)، مع التأكيد على أن الطائرة يمكن أن تُعيَّر على عزم تسلق/انحدار عدمي (zero pitching moment) يعمل على كامل مجال معامل رفعها، وعلى كامل مجالات تغير مركز ثقلها.

في أسوأ الحالات، يكون للتصميم الجديد تشابه مع عدد من التصاميم المسبقة. فتصبح التقديرات عملية استقراء (extrapolation) من المعلومات المعروفة، ومن الخصائص المُقاسة. وعليه، يُبقي منتجو الطائرات على مجموعات من الكتيبات الإيروديناميكية، وعلى ترابطات معلومات الاستقرار والتحكم من التصاميم السابقة. وهذا يعني مساعدة كبيرة في دفع العملية قدماً إذا كان طريق الاستقراء قد حُدِّد سلفاً. فيما عدا هذه المجموعات المساعدة، هنالك عدد كبير من العلاقات النظرية مستقاة من معطيات النفق الهوائي الأساسية التي يمكن أن يتم استدعاؤها للتخمين أو التقدير.

والموضوع وثيق الصلة بتوقع واستقراء الخصائص المُعززة للاستقرار والتحكم من الرسوم، هو المشكلة المطروحة في المرحلة الثانية من تطوير

الطائرة، عندما يَتم الحصول على معطيات اختبار النفق الهوائي. وفي وقت سابق، كان كثيراً ما يطلب تحضير جداول كاملة بخصائص محتملة للطيران باستخدام معطيات النفق الهوائي وأيّ تفاصيل تحكّم بالطيران التي قد تكون مُتاحة في ذلك الوقت. بدلاً من ذلك، أصبحت الممارسة الحالية لا تتعدى ربط معطيات النفق الهوائي وبيانات نظام التحكم إلى برمجية محاكي الطيران، من أجل تثمين جودة أداء الطائرة. وقد تكون نماذج الطائرات المسيرة المتحكم بها عن بعد مصدراً بديلاً من الاستقرار والتحكم في المشاريع التي لا تستطيع تحمل نفقات اختبارات النفق الهوائي.

إن مواضيع مراحل التصميم الثلاثة ـ مرحلة المخططات الرئيسية (layout)، ومرحلة التنبؤ من الرسوم، والتنبؤ من معطيات النفق الهوائي ـ تمّت معالجتها في هذا الفصل.

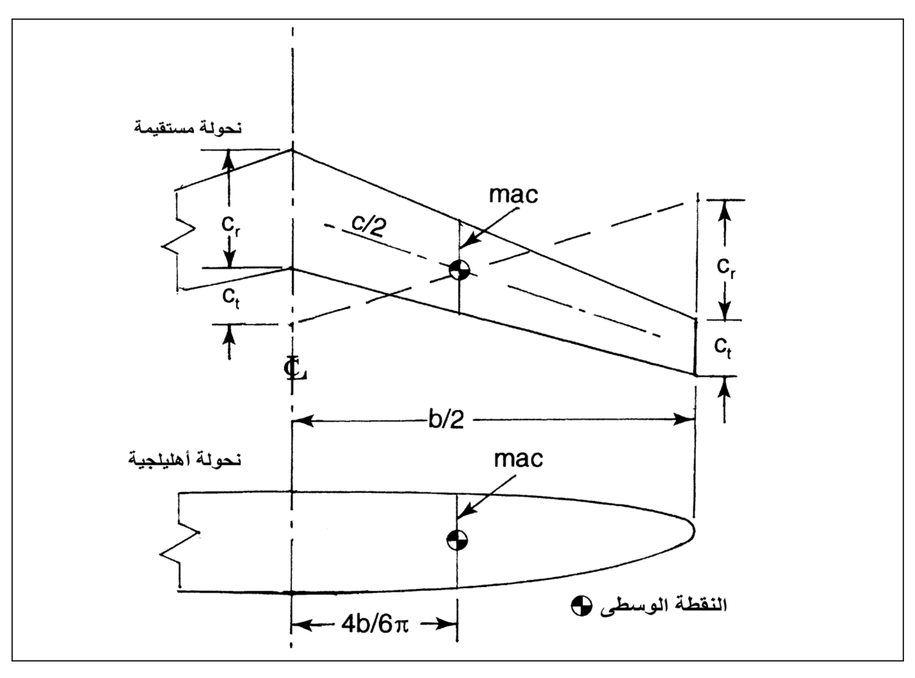
6 ـ 1 مبادئ وضع المخططات Layout Principles

6 ـ 1 ـ 1 موازنة الطائرة دون الصوتية Subsonic airplane balance

إن الطائرات ذات السرعات دون الصوتية وبذنب ـ خلفي (بدون كنار) توازن بشكل عام ليكون مركز ثقلها قريباً من المركز الإيروديناميكي الوحيد للجناح. تلك النقطة التي لا يتغير فيها معامل عزم رفع الجناح مع تغير زاوية الهجوم. وللحصول على نسبة وجاهه جناح عالية إلى حد معقول، فإن المركز الإيروديناميكي الوحيد للجناح يكون في نقطة تقع خلف الحافة الأمامية، على مسافة 25٪ من وتر الجناح، المار عبر المساحة المركزية للجناح. ويدعى خط الوتر هنا بالوتر الإيروديناميكي الوسطي للجناح أو (mac). يبيّن الشكل 6 ـ 1 البنية الهندسية البسيطة التي تحدد موقع mac في الأجنحة المستقيمة المستدقة والأهليلجية.

يجب أن تتقدم مراكز ثقل الطائرات عديمة الذنب إلى أمام من المركز الإيروديناميكي للجناح أو على بعد 25٪ من mac في نقطة الاستقرار السكوني الضمني. فإذا كان الجناح متراجعاً للخلف، فمن الممكن موازنته عند معامل رفع عالٍ، إلى حدٍّ معقول، بحرف الحافة الخلفية للجناح إلى الأعلى من خلال دفات الأليفون alivon (دفة رفع دحرجة). إن درجة الاستقرار السكوني المرغوبة، ومعامل الرفع الأعظمي الذي تمّ الحصول عليه مترابطان. ويمكن أن تقع مراكز ثقل الطائرات عديمة الذنب خلف المركز الإيروديناميكي للجناح إذا

تم توليد الاستقرار السكوني بوسيلة صنعية أو بواسطة الاستقرار المتزايد (انظر الفصل العشرين). تتطلب الموازنة الطولية أن يكون انحراف الحافة الخلفية لدفة الأليفون للأسفل. مما يزيد من فعالية تحدب الجناح، مع تأثيرات إيجابية في الأداء (Ashkenas and Klyde, 1989).



الشكل 6 ـ 1 البنية الهندسية لمتوسط الوتر الإيروديناميكي (mac) على الأجنحة المستقيمة ذات النهاية المستدقة أو الإهليلجية.

إن شكل الكنار، الذي أهمل بعد عام 1910 من قبل مخترعيه، الأخوين رايت، تمّت إعادة إحيائه في السنوات الحالية، لاسيما من قبل بيرت روتان (Burt Rutan)، لاعتقاده بأن هذا الترتيب يجنّب الانهواء الطبيعي (natural stall) (انظر الفصل السابع عشر المقطع 2). كذلك، اعتقد بأن الموازنة مع حمل إلى الأعلى يخفّض الكبح التحريضي، بالرغم من أن هذا الاعتقاد تمّت معارضته.

تقع النقطة الحيادية، أو مركز الثقل من أجل الاستقرار الحيادي، للطائرات الكنار إلى الأمام بعيداً عن النقطة 25٪ لـ mac للجناح. وعلى طائرات روتان، يتم ملاءمة خزانات الوقود عند امتدادات مثلثية للحافة الأمامية من الجناح وذلك لإبقاء الوقود قريباً من مركز ثقل الطائرة.

6 ـ 1 ـ 2 موضع الذنب، حجمه وشكله Tail location, size and shape

عادة توضع مجموعة الذنب «العمودي والأفقي» على بعد يساوي نصف باع الجناح خلف مركز الثقل، فيما تتراوح مساحة الذنب الأفقي عادةً بين 15 إلى 30٪ من مساحة الجناح، والحجم الفعلي عادة دالة معقدة تتبع مدى مركز الثقل المرغوب، والتأثير الأرضي، وعوامل أخرى. وهنالك حجم ذنب أدنى يحقق توازن الطائرة واستقرارها بشكل محايد عند الرفع الأعظمي من التأثير الأرضي. وتحقق الأذناب الأفقية التي تزيد مساحتها على القيمة المطلقة الدنيا هذه مجالاً عملياتياً مفيداً لمركز الثقل.

تم اقتراح نظرية أمثلية (optimization theory) لحساب حجم الذنب الأفقي وملاءمته لمراكز ثقل بأمداء معيّنة مع مشغلات خاصة لمركز الثقل، بعد الأخذ بالاعتبار معدل سرعة ومطال المشغل وقيود تحريك الدفة وجودة الطيران. وقد جرى تطبيق نظام خاص باستخدام حجم ذنب أفقي خاص (Kaminer, Howard and Buttrill, 1997) يبتدئ من تحديد الموقع الأكثر بعداً خلف مركز الثقل ومن معاملات ربح التغذية الخلفية. وقد وُجد أن (1) وضع القيم الخاصة للحركة الاهتزازية (eigen values) قصيرة الأمد والطولية داخل المنطقة المحددة في المواصفة (MIL-STD 1797) المستوى الأول والثاني لجودة الطيران و(2) عدم تجاوز حدود سرعة سعة المشغل استجابةً لريح عاصفة عمودية قوية. ويكون للمسألة كما ذُكر حلولٌ معقولة. فالطريقة، بالرغم من أنها معنية، يمكن أن تكون مفيدة في التصميم الأولي.

يبدو أن هنالك لا وجود لحد أعلى لحجم ذنب عمودي مرغوب من وجهة نظر الاستقرار والتحكم، لكن الأذناب العمودية الصغيرة جداً تقود إلى تشكيلة من الصفات غير المرغوبة. فمثلاً تتطلب الطائرات التي لا تكون مستقرة في الأجواء المضطربة (low weathervane stability) إلى تطبيق شدة على خرج دفتي الاتجاه والدحرجة لإخماد الدورانات الاضطرابية حال تكونها، لاسيما في السرعات البطيئة. عندما أحضر والتر بروير (Walter Brewer)، الطالب السابق للبروفيسور أوتو كوبن (Otto Koppen)، نموذج نفق هوائي للطائرة كيرتس XSB2C-1، لفحصها في النفق الهوائي للأخوين رايت في MIT عام 1939، قال كوبن «إذا بنوا أكثر من واحدة من هذه الطائرة، فهم مجانين»، وأضاف، «أنتم لستم بحاجة إلى بيانات النفق الهوائي لإحكام الاستقرار، وكل ما تحتاجونه إلى

مكبر صوت من داخل النفق يقول لكم: اصنعوا زعنفة عمودية أكبر».

إن ضرورة وجود دفة اتجاه قوية للخروج من الحركة الحلزونية المنتصبة والمعكوسة تقود إلى دفتي رفع مثلومتي النهاية للسماح بانحراف كامل لدفة الاتجاه في كلا الاتجاهين. ولعل الإتقان الأكبر والحل الأمثل الذي حقق كبحاً أقل في الطائرة موستانج (P-51-Mustang)، التي يكون فيها خط التمفصل لدفة الاتجاه واقعاً خلف الحافة الخلفية لدفة الرفع، ويبدو أن هذا حصل بشكل مستقل عن مصممين (Focke-Wulf)، ولكنه سرعان ما اعتمد من قبل المهندسين الآخرين.

هذا ويتناسب التخميد الإيروديناميكي لكلٍّ من حركتي الانعراج والرفع مع مربع طول ذراع الذنب. وبما أن تخميد الحركة الاهتزازية السريعة المتولدة خلال الدحرجة (Dutch roll) تكون أضعف من حركة الرفع الاهتزازية السريعة، فيكون من الأفضل وجود ذراع طويل للذنب العمودي الزعنفة.

قبل أن يتم فهم القيود على عمل الزعنفة جيداً، بنى مصنّعو الطائرة أذناباً عمودية بأشكال متميزة. لكن أوجين رووت (L.Eugene Root) أثناء عمله في دوغلاس السوكوندو، غيّر كل ذلك ببراءة الاختراع الأمريكية التي وصفت سطوح ذنب مستقيمة ومستدقة مع حافات أمامية وخطوط تمفصل منسوبة بنسب مئوية ثابتة من طول الوتر.

6 ـ 2 التخمين من الرسوم — Estimation from Drawings

6 ـ 2 ـ 1 الطرائق الأولى — Early methods

لقد تزامن تخمين عناصر الاستقرار والتحكم من الرسوم مع ظهور قد بدأ ليكون متاحاً بحدود النظرية الإيروديناميكية نفسها. ذلك، أنه ما عدا عناصر مثل الرفاسات ومداخل ومخارج المشغلات النفاثة، فإن أشكال الطائرة هي عبارة عن مزيج من سطوح تحكم وأجسام. على أيّ حال، استغرق الأمر بعض الوقت قبل أن يقونن الرفع، وعزم الرفع لسطوح الرفع ولأجسام الطائرات في شكل مفيد يخدم التصميم الأوّلي للاستقرار والتحكم. وتبقى ضرورة لتوظيف العلاقات البسيطة للرفع والعزم مع الصفات الهندسية كنسب امتداد ونحولة الجناح والتوزيعات الطولية لحجم الجسم.

6 ـ 2 ـ 2 طرائق الجناح والذنب Wing and tail methods

من أجل حسابات الاستقرار والتحكم في مرحلة التصميم، فإن تغيُّرات معامل الرفع مع زاوية الهجوم، أو منحني ميل الرفع لأجنحة وسطوح ذنب الطائرة، يكون ضرورياً. وتكون منحنيات ميل الرفع للجناح والذنب عبارة عن دوال من الدرجة الأولى لنسبة الوجاهة وزاوية التراجع (sweep back angle)، وبدرجة أقل لرقم ماخ (Mach number)، ولزاوية مقطع الحافة الخلفية للجناح، ولنسبة النحولة (taper ratio). يُعطى التأثير الأوّلي لنسبة الوجاهة وفق نظرية خط الرفع لبرانديل لودفيغ (Prandtl Ludwig) ويمكن إيجاده في تقارير البحث الأولية للاستقرار والتحكم كمخططات في منحني ميل الرفع مقابل نسبة الامتداد. وقد أضيف إليه تأثير زاوية التراجع من قبل يونغ وهاربير في عام 1948.

مع ذلك، فقد تراجعت نظرية خط الرفع (lifting line theory) للأجنحة والذنب بتطور زوايا التراجع الكبيرة ونسب الوجاهة الصغيرة، وحتى عند أعداد الماخ الصغيرة. وفي عام 1925 كانت نظرية مطيار السرع فوق الصوتية في الانجراف ثنائي البعد والعائدة لأكيريت (Ackeret) موجودة، وأيضاً في عشرينيات القرن الماضي بين برانديل وغلوريه (Prandtl and Glauert) كيف تم تصحيح نظرية مطيار السرع تحت الصوتية من أجل تأثيرات رقم ماخ تحت الصوتي. إن كلاً من نظرية أكيريت ونظرية برانديل ـ غلوريه لتصحيح رقم ماخ تحت الصوتي قد فشلت عند رقم ماخ 1. وقد طوّر جونز (R. T. Jones) في عام 1946 نظرية الجناح بنسبة وجاهة صغيرة جداً، والتي تكون صالحة لجميع أرقام ماخ، التي تطبق أيضاً على الأجنحة المتراجعة بشكل كبير، أي الأجنحة التي تقع أطرافها الأمامية داخل مخروط ماخ الذي يتكون في دورة السرعة (vertex).

6 ـ 2 ـ 3 الأجسام Bodies

إن المصدر الأساسي لتأثيرات الأجسام في الاستقرار الطولي والاتجاهي هو كمية الحركة أو تحليل الكتلة الظاهر لماكس مونغ (Max M. Munk) عام 1923. وهذا يصف التدفق حول الأجسام عديمة الرفع (nonlifting) مثل جسم الطائرة (fusilage)، وخزانات المحركات (nacelles)، وخزانات الوقود الخارجية من حيث كمية العزوم المتنامية أو المتضائلة المشتركة مع حركة الهواء الذي

يمر الجسم من خلاله. وبهذه الطريقة يتم حساب عزوم الرفع والانعراج كدوال لزاوية الهجوم وزاوية الانزلاق.

6 ـ 2 ـ 4 تداخل الجسم والجناح **Wing-body interference**

إن دمج الاستقرار الطولي، والجانبي، والاتجاهي للجناح والجسم عبارة عن الصفات المنفصلة بالإضافة إلى التأثيرات التي تعكس تعديل التدفق بسبب التداخل. في حالة المستوي الطولي، فإن انحراف الانجراف نحو الأعلى أمام الجناح وانحراف الانجراف نحو الأسفل خلف الجناح يغيران من زوايا الهجوم الموضعية للجسم والتي تدخل في حسابات نظرية كمية العزم لمونغ (Munk Momentum Theory). في عام 1941 تم توسيع نظرية الكتلة الظاهرية لمونغ من قبل هانس ميلثوب (Hans Multhopp) لتفسير عدم ثبات زاوية هجوم جسم الطائرة العائد إلى حقل تدفق الجناح. وعلى أثر هذا التعديل استخدم جيلروث ووايت (Gilruth and White) في عام 1941 نظرية الشريط (strip theory).

لقد عرف مصممو الاستقرار والتحكم لبعض الوقت إنه اذا كان للطائرة جناح مرتفع أو منخفض فإن ذلك يؤثر في الاستقرار السكوني في المستويين العرضي والاتجاهي. وابتداء من عام 1939 كان في NACA دراسة منظمة عن ذلك كجزء من التصدي الواسع إلى العوامل التي تؤثر في الاستقرار الجانبي والاتجاهي. وفي عام 1941 تم الانتهاء من دراسة الجزء المتعلق بموضع الجناح من قبل هاوس ووالاس (House and Wallace).

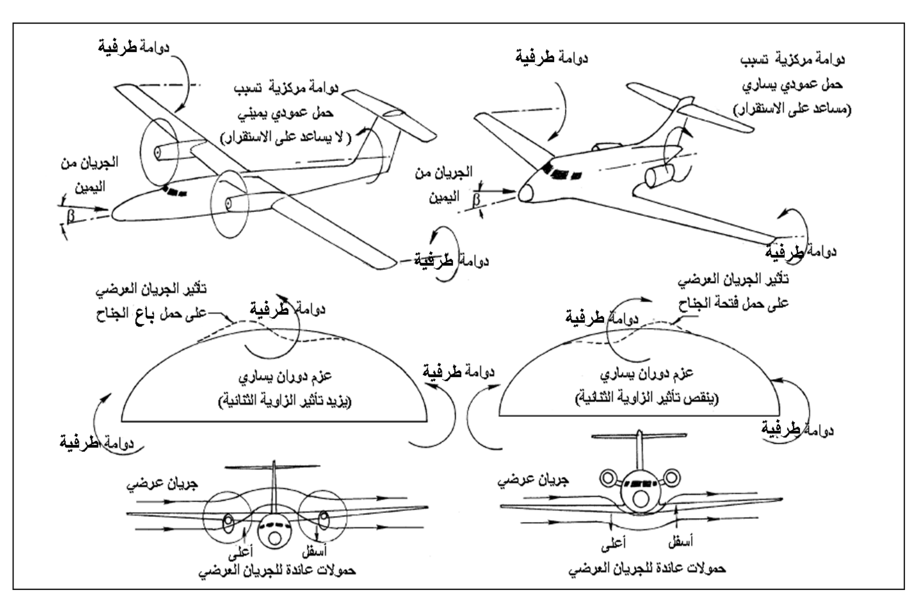
إن للتشوية الواقع على توزيع الرفع على امتداد باع الجناح، وكذلك على النظام الداومي (votex system) على الحافة الخلفية للجناح بسبب الحركة الانزلاقية، له التأثيرات النظامية التالية:

في الطائرات ذات الجناح المنخفض: يقل الاستقرار العرضي السكوني بحوالى 5 درجات عن مكافئها في الجناح ثنائي الزاوية فيما لو تم مقارنتها بالطائرات ذات الجناح المتوسط. لقد دامت هذه الطريقة التقريبية حتى يومنا هذا. ويتم فيها زيادة الاستقرار الاتجاهي أو باتجاه الريح (weathervane).

في الطائرات ذات الجناح المرتفع، عكس حالة الجناح المنخفض، يزيد تأثير الزاوية الثنائية بمقدار 5 درجات، ويقل الاستقرار باتجاه الريح.

مفهوم الانجراف العرضي: يساعد الانجراف العرضي (cross-flow) على فهم القوى الإيروديناميكية للطائرة عند حركة الانزلاق. ويمكن تحليل شعاع السرعة الكلي (VEL) في الطائرة أثناء حركة الانزلاق إلى المُركبة U على امتداد المحور الطولي للجسم X وإلى المُركبة V على امتداد المحور العرضي للجسم Y. تؤدي المُركبة U إلى تدفق متناظر (symmetric flow)، بينما تؤدي المُركبة V إلى تدفق افتراضي بزاوية قائمة، على محور الجسم Y. تُجمع مُركبات التدفق لتشكل نموذج خط الانجراف (streamline pattern) للطائرة عند حركة الانزلاق.

يبيّن الشكل 6-2 تمثيل المركبة V أو حركية الانجراف العرضي (cross-flow component). ويؤمن الشكل شرحاً لتأثيرات توضعات الجناح للأعلى والأسفل على الاستقرار. والتأثيرات هي نتيجة تشوه توزيع الحمل على باع الجناح في حالة حركة الانزلاق. ويعود عدم تشوه توزيعات الحمل على باع الجناح إلى التدرجات الواضحة للحمل مع مسافة باع الجناح في كلا طرفي الجناح.



الشكل 6 ـ 2 تفسير التدفق العرضي الناتج من تأثيرات التوضع العمودي للجناح في الاستقرار الاتجاهي وتأثير الزاوية الثنائية. ينشأ عن تشويه توزيع الحمل على باع الجناح بوجود انزلاق إلى اليمين دوامة مركزية تعمل على عدم استقرار تدفق الانجراف الجانبي للجناح العالي وعلى استقراره للجناح المنخفض. يؤدي تشوه توزيع الحمل على باع الجناح إلى زيادة تأثير الزاوية الثنائية في الجناح العالي وإلى تخفيض تأثيرها في الجناح المنخفض.

تكون قوة شدة الدوامة المحلية متناسبة مع هذا التدرج، وينتج منها في طرف الجناح دوامات طرفية (tip vertices). يحدد تدفق الهواء من الضغط العالي إلى الضغط المنخفض اتجاه دوران الدوامة. لذلك تدور الدوامات عند أطراف الجناح لتُوجدَ تدفقاً سفلياً (downwash)، أو انحراف الانجراف المحيط بطرف الجناح نحو الأسفل (inboard).

إن الدوامات المركزية المبيّنة في الشكل 6-2 ناتجة من التشوه في توزيع الحمل على باع الجناح والعائد إلى التداخل بين الجسم والجناح عند حالة الانزلاق. يُنظر إلى دورانات الدوامة المركزية لترتيبات الجناح العالي والمنخفض بوجود حالة الانزلاق أن تكون متناغمة مع تغيُّرات الاستقرار المرصودة والمذكورة أعلاه

6 ـ 2 ـ 5 الانجراف السفلي والانجراف الجانبي Downwash and sidewash

ينحرف التدفق خلف تركيبات الجسم ـ الجناح عن قيمة اتجاه الانجراف الحر (free stream value)، ومؤثراً في مساهمات سطوح الذنب على الاستقرار. إن الانجراف (downwash) السفلى هو انحراف للجريان الحر خلف سطح الرفع، وهو عزم تغيير متناغم مع الرفع ذاته. والانجراف الجانبي (sidewash) هو الانجراف الجانبي للجريان الحر، ويتناسب مع القوة الجانبية المطبقة على تركيبة الجسم ـ الجناح في تدفق انزلاقي جانبي. ويسيطر على الانجراف الجانبي المسلط على الذنب العمودي الدوامة المرافقة للانجراف السفلي عندما تشوه زاوية الانزلاق شكل الجريان.

إن مخططات الانجراف السفلي للتدفق المتناظر (دون انجراف جانبي) هي حالة مناسبة للتصميم الأولي وقد أصبحت متوفرة منذ عام 1939 من سلفرشتاين وكاتزوف (Silverstein and Katzoff). وقد وسع المحققون مخططات التصميم لتشمل تأثيرات انجراف قلاب الهبوط، وتداخل سطح الأرض، وتراجع الجناح، والانضغاطية.

من تأثيرات الانجراف الجانبي الشيقة الخسارة في الاستقرار الاتجاهي الذي تم تجريبه جواً من خلال «الإرضاع الجوي» (تزويد طائرة بالوقود جواً) من مسافة قصيرة ومن طائرة خزان. فبعد ورود تقارير عن اضطراب اتجاهي في

الطائرة المستلمة للوقود، فحص بلوي وليا (Bloy and Lea) (عام 1995) نموذج إرضاع جوي في نفق هوائي بسرعة بطيئة. وهذه النتائج، يضاف إليها نموذج شبكية الدوامة (vortex lattice)، تؤكد الخسارة في الاستقرار الاتجاهي للطائرة المستلمة. ولأن الدوامات الالتفافية عند أطراف طائرة نقل الوقود تؤثر في الذنب العمودي للطائرة المستلمة في الوضع المنخفض مسببةً هذه المشكلة.

6 ـ 2 ـ 6 طرائق التصميم الأولى المنضجة ـ نشرات المواصفات
Early design methods matured - DATCOM, RAeS, JASS Data sheets

قادت مشاكل الاستقرار والتحكم الجديدة المرتبطة بالأبعاد الهندسية والملائمة للسرعات الصوتية والفوق الصوتية ونتائجها النظرية التقريبية أو التجريبية، إلى إصدار دليل بيانات لحلها في شكل مناسب قابل للاستعمال من قبل مصممي الطيران. وتم إنتاج هذا الدليل من قبل مركز رايت لتطوير الطيران USAF، ومؤسسة الطيران الملكية البريطانية RAeS، والجمعية اليابانية لعلوم الطيران والفضاء JSASS، وآخرين. وتم استكمال نسخة USAF، المسماة DATCOM، لتصنيف المعطيات (Heak, 1976)، بنسخة كمبيوترية بقصد تخفيض العمل اليدوي في استعمال النسخة الضخمة المطبوعة ورقياً.

إن الهدف من كل هذه التصنيفات هو لبيان تأثيرات كل عوامل التصميم الممكنة في قوى وعزوم الطائرة. وقد استخدمت مخططات وصيغ مفصلة، كما في المثال المبين في الشكل 6-3، من DATCOM. كذلك كان لنشرات المواصفات JSASS نفس الوظيفة والظهور، ما عدا الاستعمال الواسع للخرائط التخطيطية البديعة المكناة مخططات السجادة. ولقد لعب الدكتور توماس (Dr. H. H. B. M. Thomas) دوراً رئيسياً في تطوير نشرات المواصفات RAeS.

6 ـ 2 ـ 7 ديناميك الموائع الحسابي Computational fluid dynamics

تُطبّق طُرق حساب ديناميك الموائع في مرحلة التصميم قدرة الكمبيوترات الرقمية الحديثة القوية لحل مسألة تقدير الاستقرار والتحكم من الرسومات. وتعتبر طُرق العناصر المنتهية (finite-element method) شكلاً من أشكال حساب ديناميك الموائع. وتكمن القوة الكبيرة في حساب ديناميك الموائع في قدرتها على التعامل مع الطائرات المشكلة كيفما اتفق بشكل اعتباطي. حتى أن دليل الطرائق المتقدمة مثل DATCOM يمكن أن يخفق في تمثيل تصميم غير عادي كهذه الطائرات.

لم تكن الحسابات الإيروديناميكية جديدة، لأنها كانت متاحة لعدة سنوات في تلك الطرق التقريبية لحساب الأحمال الإيروديناميكية على الأجنحة المُشكلة كيفما اتفق في السرعات تحت الصوتية. ومع ذلك، وقبل استخدام الكمبيوترات، كان عدد المجاهيل في الحلول الرياضية للتدفق في العموم منخفضاً. وقد أشار إلى ذلك سفين هيدمان (Sven G. Hedman)، أحد مخترعي طريقة شبكة الدوامة (vortex latice) الحديثة، حيث بقي عدد المجاهيل منخفضاً قبل عصر الكمبيوترات الرقمية من خلال افتراض تجريبي يخص توتر الجناح وباعه وتوزيعات الحمل عليه. ذلك العمل المبكر تم عَمله من قبل فوكنر (Falkner) (عام 1943)، الذي صاغ «نظرية شبكة الدوامة» أيضاً.

لم تكن هنالك حاجة إلى توزيعات الحمل المفترضة في طريقة العناصر المنتهية الحديثة باستخدام الكمبيوتر الرقمي. لقد ظهر أن التطبيقات السابقة لطرق العناصر المنتهية الحديثة، لحساب القوى والعزوم الإيروديناميكية، بأنها عملت في شركة بوينغ إبّان الستينيات، وكانت هذه هي طريقة شبكة الدوامة للتحميل المنفصل، والمطورة بشكل مستقل من قبل سفين هيدمان (Sven G. Hedman) وروبيرت (Rubbert). إن تطوير طريقة شبكة الدوامة هي الحالة الكلاسيكية لدى الباحثين في جميع أنحاء العالم، وقد ساهمت في تحقيق نتيجة مفيدة بشكل ملحوظ. للاطلاع على تاريخ النظرية المفصل، انظر دي يونغ (De Young, 1976).

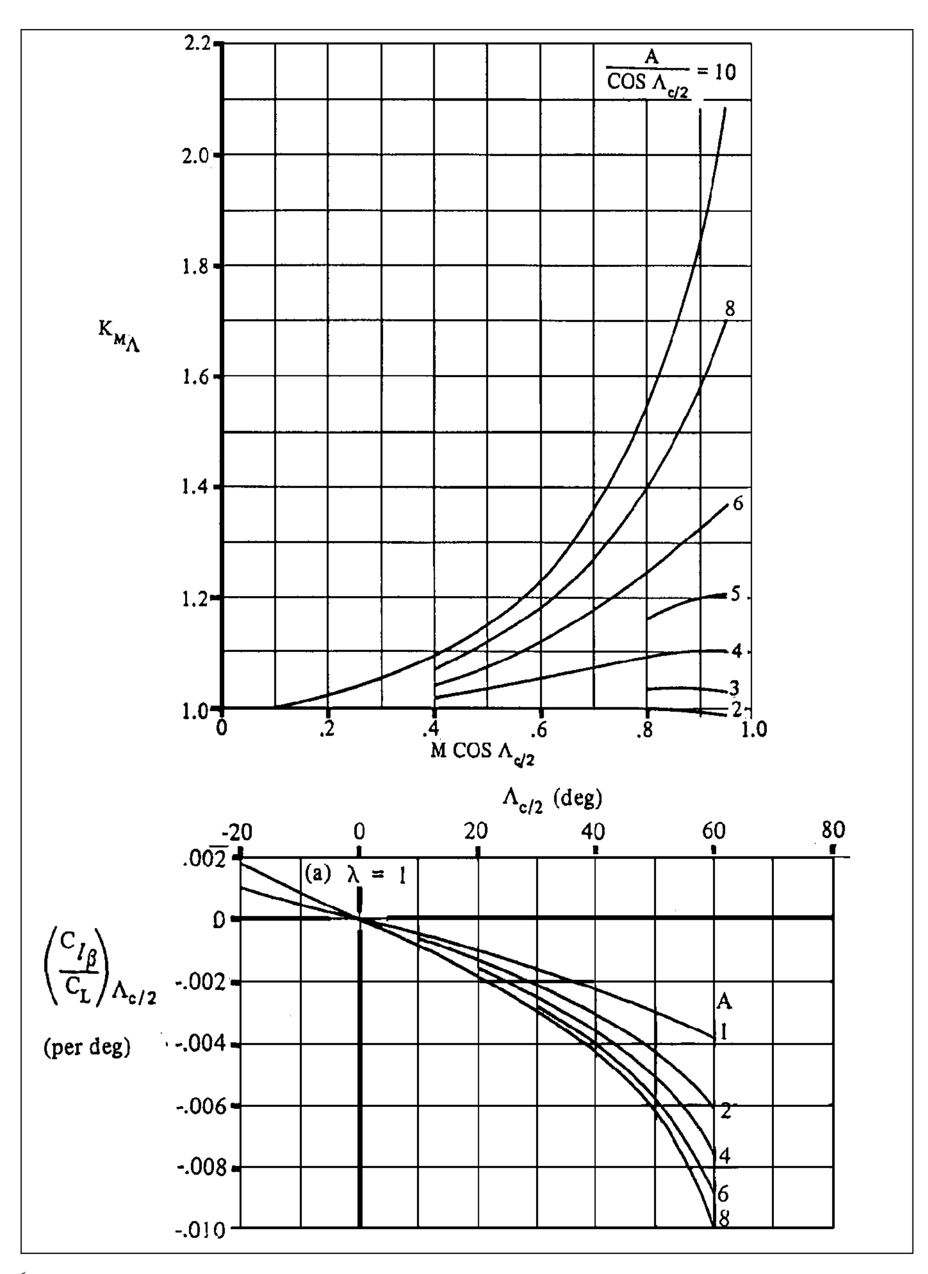
6 ـ 2 ـ 7 ـ 1 طرق شبكة الدوامة Vortex lattice methods

عندما تم تطبيق نظرية شبكة الدوامة على الأجنحة، تم تقسيم السطح اعتباطياً إلى ألواح أو صناديق وفق اتجاهات الوتر والباع. بحيث تحتوي كل لوحة على دوامة على شكل حدوة حصان. وتُشتق الدوامة المحثة لتدفق الحقل من قانون بيو ـ سافار (Biot-Savart)، عندما تكون $A \geq 1.0$:

$$C_{l_\beta} = C_L \left[\left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L}\right)_{\Lambda_{c/2}} . K_{M_\Lambda} + \left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L}\right)_{A} \right] + \Gamma\left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma} K_{M_\Gamma}\right) + \theta \tan\Lambda_{c/4} \frac{\Delta C_{l_\beta}}{\left(\theta \tan\Lambda_{c/4}\right)(\text{per degree})}$$

عندما تكون $A < 1.0$

$$C_{l_\beta} = C_L \left[-\frac{1}{57.3}\frac{2}{3}\frac{1}{A}\right].\Gamma\left(\frac{A}{6}\right)(\text{per d□gree})$$



الشكل 6 ـ 3 مثال من USAF DATCOM عن المخططات والعلاقات. وهذا يغطي جزءاً صغيراً من مادة حساب المشتقة $C_{1\beta}$ للأجنحة المستقيمة المدببة. لدى أوراق معطيات RAeS نفس الدوال والظهورات.

بينما ينطبق هذا على التدفق اللاانضغاطي، كما يمكن لقانون براديل ـ

غلوريه أن يوسع النتائج إلى أرقام ماخ شبه الحرجة. ويتحقق شرط التحادد (boundary) بعدم وجود تدفق عبر اللوحات عند وجود نقطة تحكم واحدة فقط في اللوحة. وتستخرج زاوية الهجوم وتوزيعات الحمل للألواح من نظام المعادلات الخطية الآنية التي يمكن حلها بسهولة على كمبيوتر رقمي. إن تشويه المعطيات نتيجة عدم تطابق رقم رينولدز، وتصحيحات حدود النفث، ومشاكل النموذج المرتبطة بالأنفاق الهوائية الحقيقية يمكن تعويضها بالتقريبات الضرورية في حسابات ديناميك الموائع.

عندما تكمن الألواح في مستوي منبسط وتشغل نسبة مئوية ثابتة من خطوط الوتر على جناح مثالي مستقيم مدبب بتوضعات باع اعتباطية بشكل أو بآخر، وعندما يحتوي كل لوح على خط دوامة يمر عبر نقطة تقع عند ربع الوتر المحلي، ودوامات خلفية على طول أحرفها الجانبية، والتي توفر بتدويماتها الجماعية تدفقاً مماسياً على كل نقطة تقع عند ثلاث أرباع الوتر المحلي لكل لوح، عندئذٍ يمكن إيجاد حدود تدويم الدوامة لكل لوح من خلال طرق سطح المكتب (desktop methods)، كما في طريقة فايسينغر (Weissinger). ولكن، عندما تغطي الألواح أو الشبكة شكل الطائرة بالكامل، تصبح طرق الحساب المؤتمت ضروريةً. وبحسب الطريقة المستخدمة، يحدد الكمبيوتر شدة الدوامة لكل لوح.

6 ـ 2 ـ 7 ـ 2 طرق اللوحة المتزايدة Generalized panel methods

تتمة لعمل شبكة الدوامة الرائد، تم تطوير برامج حسابات ديناميك الموائع شديدة التعقيد، كبرامج PAN AIR لبوينغ، وQUADPAN لشركة لوكهيد، والطرق التحليلية، Inc's and VSAERO وMCAERO لدى ماك دونيل ـ دوغلاس. تضمنت هذه التقاربات مسألة نيومان (Neumann Problem) في التدفق الكموني (Smith, 1962)، وطرق يولر (Euler) للموائع غير اللزجة (Jameson, 1981)، وحلولَ معادلاتِ نافيار ـ ستوكس (Navier-Stokes) الكاملة .(Pulliam, 1989)

وتستخدم الآن في مرحلة التصميم الأولية طُرق شبكة الدوامة، يولر، ونافيار ـ ستوكس في توليد معلومات استقرار الطائرة والتحكم بها وبالطريقة نفسها التي كانت تستخدم النماذج في النفق الهوائي في وقت سابق. ويقوم

الكمبيوتر بتحديد وتخزين ثلاثي الأبعاد لهندسة اللوح وتقريب شكل جسم الطائرة، كما في الشكل 6-4. وقد تم تخمين ميول منحنيات الرفع، والاستقرار السكوني الطولي الجانبي، وفعالية التحكم، وحتى المشتقات الدورانية بشكل جيد من زوايا هجوم صغيرة، ومن زاوية الانزلاق، والتحكم بالانحرافات.

6 ـ 3 التقديرات من معطيات النفق الهوائي Estimation from Wind-Tunnel Data

لقد أنفق منتجو طائرات النقل والطائرات العسكرية قدراً كبيراً من المال، وانصب الجهد الهندسي على اختبارات النفق الهوائي في تطوير التصاميم الجديدة. ولم تعد هذه التكاليف يرجع إليها إلا نادراً. ولكن كيف يمكن للمرء أن يتوقع تناغم نتائج اختبار النفق ونتائج اختبار الطيران للاستقرار والتحكم؟

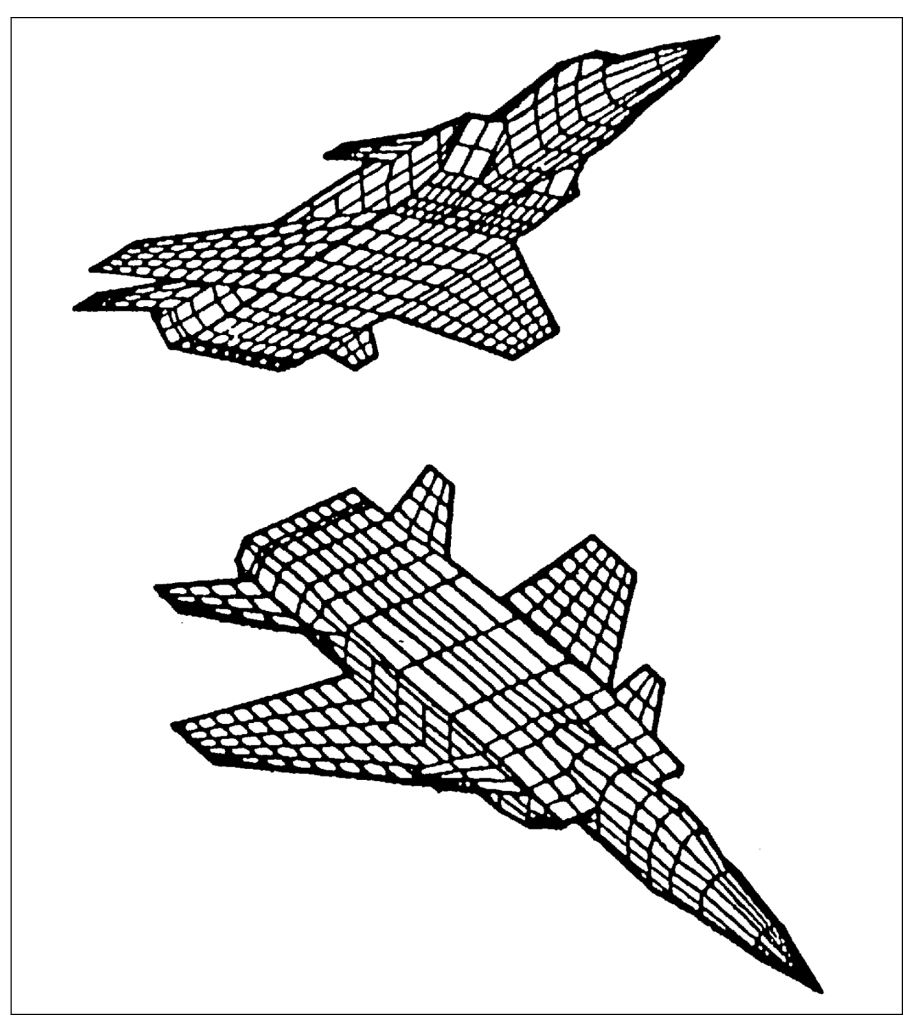
لقد تناولت NACA هذه المسألة مبكراً في دراسة لكايتين وكوفين (Kayten and Koven) عام 1945. وقد قاد هذان المهندسان فيما بعد فرع الاستقرار والتحكم في نظم القيادة الجوية البحرية (US Naval Air Systems Command).

لقد قارن كايتين وكوفين نتائج قياسات الطيران للطائرة الهجومية ثنائية المحركات دوغلاس أينفادر A-26 (Douglas Invader) مع قياسات النفق الهوائي.،وكانت التناقضات أكبر من أن يتوقعها أحد. وأغلب التناقضات يمكن أن توضح أثر الحقيقة، إلا أن شعور عدم الارتياح كان في أن تعطي اختبارات النفق الهوائي المهندسين كرة بلورية غائمة. وكانت العوامل التي أدت إلى التناقضات في حالة الطائرة A-26 هي:

1. الزاوية الهندسية الثنائية للجناح كانت أكبر في الطيران عنها في النفق الهوائي، وهذا عائد إلى الانحناء نحو الأعلى تحت وطئة الحمل. وهذه المسألة يمكن التعامل معها بإعطاء نماذج النفق الهوائي زاوية ثنائية أكبر بالاعتماد على حسابات انحرافات الانحناء.

2. تختلف أطر سطوح التحكم في الطيران عن نموذج النفق الهوائي بسبب تشوه هيئة قماش التغليف. وقد اختفت هذه المشكلة عملياً منذ أن توقف المصنّع من استخدام القماش (Fabric) في تغطية سطوح الطائرة.

3. كان هناك انهواء مبكر (premature) للجناح من الداخل أثناء الطيران والذي لم يكن حاضراً في الشكل الانسيابي الجيد لنموذج الجناح في النفق الهوائي. والمشكلة الأخيرة هذه من النوع الذي يصعب التعامل معه مقدماً. مع ذلك، يمكن للمقاربة الحالية تخليص الطائرة من انهواء الجناح المبكر من خلال تحقيق الشكل الانسيابي الجيد أو باستخدام مولد دوامة، أو في الحقيقة توفير توافق أفضل بين النفق الهوائي ومعلومات الطيران.



الشكل 6 ـ 4 هندسة الألواح PAN AIR الخاصة بتحليل حسابات ديناميك الموائع لشكل طائرة بالكامل (من : Tinico, Boeing Commercial Airplane Group, 1992).

على الرغم أنه في مثل هذه التناقضات، يهمل المصممون نتائج النفق الهوائي غير المناسبة لمصلحتهم. على سبيل المثال، أظهرت اختبارات نموذج النفق الهوائي للطائرة مارتين 202 (Martin) أن جناحها المكون من قطعة واحدة يمكن أن يكون له أثر سالبي ثنائي الزاوية عند تصاعد تشغيل محركها. لكن تم رفض النتائج بالتعليق، «أنه فقط اختبار نفق هوائي»، لكن تبين أن هناك ضرورة لإعادة تصميم مكلفة في وقت لاحق.

الفصل السابع

الطائرات النفاثة في الزمن الحَرِج

The Jets at an Awkward Age

لقد تجاوز أداء الطائرات النفاثة الأولى تكنولوجيا الاستقرار والتحكم. فاستدعى أداؤها العالي تطوير تقنيتين في الاستقرار والتحكم كانتا في طور التكوين هما: تحكمات القدرة (power control) والاستقرار الإلكتروني المتزايد (electronic stability augmentation).

أدّت أرقام ماخ فوق الصوتية التي وصلت إليها الطائرات النفاثة الأولى، أمثال ماك دونيل XF-88 (McDonnell) وFJ-1، إلى عزوم مفصل (hinge moments) كبيرة وغير متوقعة لسطوح التحكم، وإلى إمكانية رفرفة هذه السطوح، وبالتالي الحاجة الحقيقية إلى تكرار (redundant)، ومشغلات تحكم هيدروليكية لاردية. فبوجود التحكمات اللاردية، يمكن استبدال قوى عصا التحكم المتولدة إيروديناميكياً، بقوى صُنعية مولّدة بواسطة أدوات مثل النوابض، والأوزان، ومولّدات القوة بالحلقة المغلقة (closed-loop force generators).

وبطريقة مماثلة، فإن الارتفاعات العملياتية من 30000 إلى 40000 قدم التي جعلتها القوة النفاثة ممكنة، تَطلبت زيادة في تخميد المصدر الطبيعي للحركات الاهتزازية لكل من الاتجاه، والدحرجة والرفع. ويأتي التخميد اللازم للحركات الاهتزازية السريعة الطولية والعرضية بشكل طبيعي بالقرب من سطح البحر بسبب القوى المُولّدة على أجنحة وسطوح ذيل الطائرة مع ثبات سطوح التحكم. وعند الارتفاعات العالية، يتطلب أن تساق سطوح التحكم بواسطة أنظمة إلكترونية لقيادتها بسلسلة من الأساليب، بالإضافة إلى دخل الطيار غير الظاهر بشكل خاص.

7 ـ 1 لم يتم تركيب الوسائل اللازمة Needed Devices are not Installed

بالرغم من الحاجة البديهية لتكرار (redundancy)، تحكمات القدرة اللاردية والأنظمة الإلكترونية التسلسلية، فإن هذه التصاميم لم يتم استخدامها إلا نادراً في أول الطائرات النفاثة، فقد كان مصممو الاستقرار والتحكم ومهندسوها الرئيسيون مترددين لأسباب عقلانية تختص بالوثوقية، ولكن أيضاً لتجنب الكلفة العالية، وضرائب الوزن. فما الذي تمّ فعله بدلاً من ذلك؟ فيما يلي بعض سِيَرِ الاستقرار والتحكم للنفاثات في ذلك الزمن الحرج.

إن للسير التي سنسردها أهمية خاصة ليس فقط كتاريخ بل كحكايات تحذيرية لمصممي الاستقرار والتحكم للطائرات المستقبلية المتقدمة. فهي تُعنى في الغالب بالأعطال والعيوب. لكن، ومنذ أن أعد هذا السجل الحافل من قبل بعض مصممي الاستقرار والتحكم اللامعين في الخمسينيات، توجّب على مصممي المستقبل للطائرة عالية الأداء أن يكونوا حذرين من محاولة تجنّب تحكمات القدرة اللاردية وأنظمة الاستقرار التسلسلية المتزايدة، باسم التبسيط وتوفير الكلفة.

7 ـ 2 الرجوع إلى القيادة اليدوية في الطائرات F4D, A4D, A3D F4D, A4D, and A3D Manual Reversions

في أول طائرتين من طائرات دوغلاس النفاثة الأوائل، كانت التحكمات بمساعدة القدرة الهيدروليكية مستخدمة في المخططات الأصلية، لكن فقط بأقنية وحيدة، ذلك أنه، في حالة عطل نادر في بعض أجزاء النظام الهيدروليكي، يمكن للطيار شد عتلة طوارئ تفصل هذا النظام ليعود وبالتحكم إلى النظام اليدوي الطبيعي عبر العصا ودعسة القدم لتحريك سطوح التحكم.

كان هذا الأمر جيداً في حال حصول العطل في صمامة الهيدروليك التي تتداخل مع آلية التحكم. ولكن، هناك بضعة حالات مؤسفة شَخَّص الطيار فيها بشكل خاطئ صعوبة التحكم على أنه فشل في نظام الهيدروليك، فانتقل إلى التحكم اليدوي باتجاهٍ واحد.

إن هذا الإجراء إذا طُبِّق في سرعات عالية سيحوّل الموقف من سيّئ إلى أسوأ. كما إن تكرار التحكمات بالقدرة الهيدروليكية، التي يستخدم فيها العديد من المشغلات الهيدروليكية التي تعمل على التوازي لتغذية عزوم المفصلات،

قد لا تلبيّ الحاجة إلى السرعة المطلوبة في الطائرات النفاثة السريعة.

لقد استخدم الدفع الهيدروليكي المزدوج لدفات الدحرجة (ailerons) في الطائرة سكاي وربور (A3D Skywarrior) (Gunston, 1973)، لكن فقط لتفادي نسب الدفع المفرط. وقد استخدمت النسبة 20:1 لنظامي دفع بدلاً من النسبة 40:1 لنظام دفع وحيد. وتم تعديل التحويل إلى التحكم اليدوي باتجاه واحد، كما في طائرتي دوغلاس النفاثتين الأخريين، وبسبب الحجم النسبي الكبير للطائرة A3D، حتى أن التحكم اليدوي في الطوارئ لم يكن ممكناً بدون وجود مسننات تحويل بين المقود ودفة الدحرجة (wheel-to-aileron gearing). وللتحول إلى التحكم اليدوي ينقل الطيار المسننات بنسبة 1:2 ما يتطلب جهداً مضاعفاً من قبل الطيار لحرف دفة الدحرجة مقداراً معيناً مقارنة بالقيمة الهيدروليكية التقليدية.

7 ـ 3 التحكم الجزئي بالقدرة Partial Power Control

هو نظام تحكم توافقي آخر أُنشئ خلال الزمن الحرج للطائرة النفاثة، كان أيضاً محاولة للجوء إلى التحكم اليدوي المباشر لواحد أو أكثر من سطوح التحكم. ولعلّ دفةَ الاتجاه للطائرة سكاي راي Skyray F4D مثال جيّد لهذا التطبيق. كانت الطائرة F4D صغيرة، بمحرك نفّاث وحيد، مع متطلبات تحكم في دفة الاتجاه (rudder) بدت أقل ما يمكن. بالطبع، لم يكن لشروط تناظر القوة أي اعتبار. ولقد تبين أن التحكم بدفة الاتجاه بوجود ريح عرضية خلال الإقلاع والهبوط وأثناء القيام بمناورات ميلان ودحرجة تنسيقية يتطلب كميات معتدلة فقط من تحريك دفة الاتجاه ومن قوة دعسة القدم.

بإمكان الطائرة F4D القيام بحركة مغزلية، واسترجاع وضعها الاعتيادي (recovery) ببساطة بتطبيق ضغط كامل على دفة الاتجاه لمعاكسة الحركة الحلزونية، وقوة دعسة قدم مناسبة لإعادة التحكم بدفة الاتجاه. وعلى أي حال، فقد جعلت التوزيعات العطالية (inertia distribution) للطائرة F4D من دفات الرفع ـ الدحرجة ـ (الأليفون) وسيلة التحكم الأساسي لتصليح الحركة الحلزونية. علماً بأن دفة الاتجاه في هذه الطائرة تكون محمية بالكامل من جريان الهواء بواسطة الجناح أثناء حالة الانهيار الحلزوني. وبذلك يمكن أن تأخذ هذه الدفة أية وضعية بدون التأثير في استعادة الوضع الطبيعي في الانهيار الحلزوني.

سار كل شيء على ما يرام إلى حين قام طيار اختبار الطائرة F4D روبرت ران (Robert O. Rahn) بالدخول في الحركة الحلزونية المعكوسة بشكل غير مقصود، فأصبحت دفة الاتجاه غير محمية، عندئذٍ قاد جريان الهواء أثناء الحركة الحلزونية دفة الاتجاه في اتجاه مؤازر للحركة الحلزونية. ليس فقط هذا، لكن كانت تأثيرات للحركة الحلزونية المعكوسة كبيرة في دفة الاتجاه غير المحمية لدرجة حرفتها بشكل عكسي، أي باتجاه مضاد الحركة الحلزونية، وهو الوضع المطلوب للاسترداد. وهكذا بدون مشاركة القدرة الهيدروليكية، أقصى ما كان على الطيار روبرت ران تطبيقه الضغط على دعسة القدم المعاكسة بأكثر من 300 باوند لتحييد دفة الاتجاه (ومن ثم استخدام مظلة التخلص من الحركة الحلزونية لمعالجة الانهيار). إن هذا المطلب غير المتوقع لانحراف دفة الاتجاه يعني أن القرار الأصلي لتوفير الكلفة وتعقيد القدرة الهيدروليكية لدفة الاتجاه هو قرار غير مبرر.

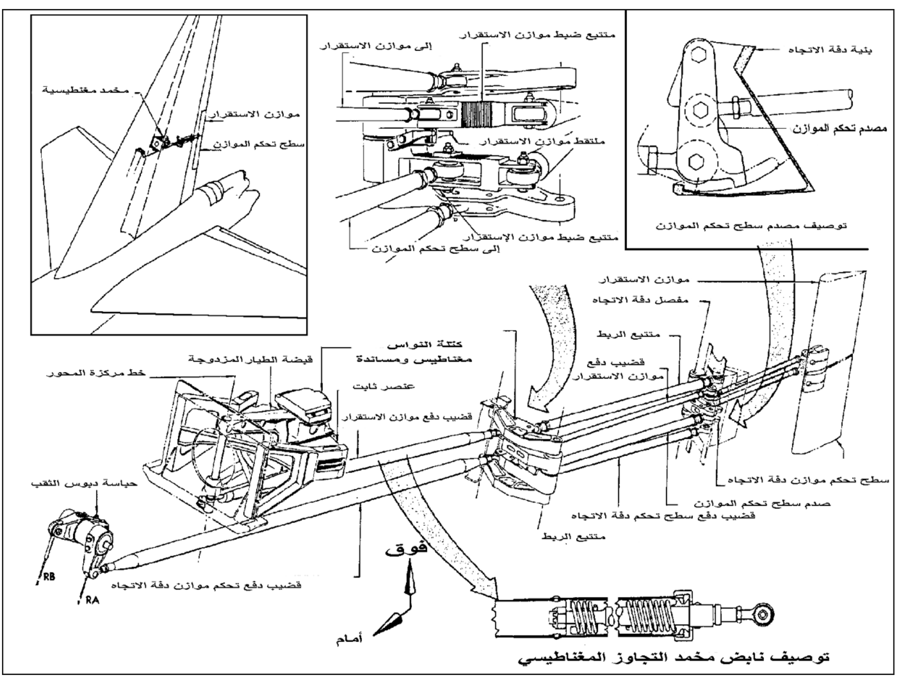
7 ـ 4 تزايد الاستقرار المتزايد غير الإلكتروني Nonelectronic Stability Augmentation

في أنظمة الاستقرار المتزايد المبتكرة وغير الإلكترونية، التي تمخض عنها زمن الطائرة النفاثة الحرج، وعندما حاول المصممون الحصول على تخميد صنعي بدون إضافة الكترونيات ثقيلة وباهظة الكلفة وقليلة الوثوقية شأنها شأن إلكترونيات تلك الحقبة، فجاء المخمد الميكانيكي لزاوية انعراج (yaw damper)، المُخترع من قبل رونالد وايت (Roland J. White) والمركب على الطائرة بوينغ B-52 ستراتوفورتريس الأولى، تلبية ممتازه لهذا الطلب.

لنتخيل موازن دفة الاتجاه (rudder tab) الذي يدور بشكل حر على محامل (bearing) باحتكاك ضعيف. بدلاً من أن يكون موصولاً بمشغل إلكتروني، أو بكوابل تقود إلى مقصورة الطيار، فإن الموازن الحر يساق بقوى عطالية تعمل على كتلة تمثيل bobweight صغيرة متوضعة أمام خط المفصل (الشكل 7-1). ويتم تعديل إضافي على موضع الموازن ديناميكياً من خلال استخدام مخمد تيار دَوَامي (eddy current damper)، لتوفير تخميد عزوم المفصل المتناسبة مع سرعة الموازن الدورانية (tab rotational velocity).

فيما تمر الطائرة باهتزاز جانبي أو اهتزاز الدحرجة الهولندية (Dutch roll) يتأرجح تركيب الذنب العمودي من جهة إلى أخرى، مسرعاً لكتلة تمثيل

الموازن. فبدون وجود مخمد التيار الدوامي يتعرض الموازن إلى انحرافات تتناغم في الطور مع تعرض الذنب العمودي للتسارع الجانبي. وعلى أية حال، وبشكل أمثلي، يجب على توضعات الموازن أن تنزاح طورياً لتتوافق والسرعة الزاوية للانعراج بطريقة توضع فيها دفة الاتجاه في الموضع الصحيح. وهذا هو عمل مخمد الانعراج التقليدي، أي تحريك دفة الاتجاه إلى اليمين لمعاكسة السرعة الزاوية للانعراج إلى اليسار. وبالتالي تكون وظيفة مخمد التيار الدوامي هي التناغم مع انحرافات الموازن لخلق ذلك الانزياح الطوري بالضبط. في عام 1952، اعتمد منهج مماثل من قبل أبزوخ وهانس فيتر (M. J. Abzug and Hans C. Vitter) لفريق تصميم الطائرة سكاي واريور (A3D Skywarrior) في شركة دوغلاس للطيران، لتزويدها بمخمد زاوية انعراج غير إلكتروني. لكن تم إيقاف طريقة التصميم وتجريب الجهاز على كمبيوتر تماثلي، بهدف إيجاد توافق أمثل بين وزن كتلة تمثيل الموازن (bobweight mass) وحجم المخمد الذي يستطيع إزاحة الموازن طورياً، خلق تخميد زاوية انعراج فعال.



الشكل 7 ـ 1 ترابطات تحكم دفة الاتجاه للطائرة بوينغ B-52 . طريقة وايت لتشغيل الموازن المستقر بالإزاحة الطورية مغناطيسياً لكتلة تمثيل مخمد موازن زاوية الاتجاه (من: B-52 *Training Manual*, 1956).

إن المشكلة العملية الواضحة مع مخمدات زاوية الاتجاه للطائرات B-52 وA3D هي تلك التي تواجه أي نظام ميكانيكي صرف، بمقارنتها بنظام التحكم الإلكتروميكانيكي. ففي النظام الميكانيكي، تعتمد النتيجة أو الخرج بشكل حرج على ظرف كل عنصر. فإذا تدهورت مساند الموازن الحر بمرور الوقت أو عند اصطدامها بالحصى المشفوط أثناء الدرج، أو إذا تغيرت فعالية مخمد التيار الدوامي، فسيتم رمي الموازن الطوري وإيقافه.

في بعض الحالات المتطرقة، قد يضيف عمل الموازن بالحقيقة اهتزازاً جانبياً للطائرة، بدلاً من تخميده.

ففي شهر تموز من عام 1994 وَصَفَت رسالة لرولاند رايت (Roland Wright) مثل هذا الموقف الذي حدث في الحقيقة على الطائرة B-52 كما يلي:

> **لقد سبب ارتجاج دفة التوجيه في اختبار الطائرة إلى خسارة تخميد المخمد المغناطيسي. وكاد أن يحصل حادث جدي لو تعرضت كتلة تمثيل الموازن لعطل ميكانيكي. فبعد ذلك كنت سأجد عند الذهاب للعمل في اليوم التالي أصدقائي وهم يسألوني إن كنت لا أزال فعلاً على قيد الحياة.**

يسوق مخمد زاوية الاتجاه الكهروميكانيكي الحديث دفة الاتجاه لمعاكسة مطال زاوية الاتجاه المقاسة. وهو يفعل ذلك بمقارنة الوضع الحالي لدفة الاتجاه بالقيمة المرغوبة، ومن ثم تطبيق عزم التدوير (torque) عليها حتى الوصول إلى القيمة إياها، بتجاوز العوائق الميكانيكية مثل المساند اللزجة (sticky bearing) أو حتى الفقد في خواص المشغل الذي يسوق دفة الاتجاه.

لم تكن عيوب مخمد زاوية الاتجاه الميكانيكي الصرف خفية على طاقم المصممين في شركتي بوينغ ودوغلاس. لذا عندما ظهرت فرصة الحصول على مخمد يعمل إلكترونياً، أُخذ القرار فوراً باستبداله. وفي حالة الطائرة B-52، كان موازن دفة الاتجاه النابضي في دفات التوجية قد تم استبداله بدفات قُدْرة (powered rudders)، مما سمح لشركة بوينغ من استخدام تصميم مخمد الاتجاه الإلكتروميكانيكي المطور بنجاح في الطائرة B-47.

وفي حالة شركة دوغلاس، تم تركيب مخمد الاتجاه الكهروميكانيكي باستخدام مكونات الطيار الآلي لطائرة سبيري A-12 (Sperry). وقد كانت شركة جيروسكوب سبيري قد نجحت باختيار الطائرة «دوغ شيب» DC-3 (Dogship)

في لونغ آيلند، بنيويورك. كانت الإشارات القادمة من حلقة التحكم الخارجية بالاتجاه، أو بزاوية الاتجاه، يتم التحكم بها بواسطة الجيروسكوب الحر في نظام A-12 ثم يتم مفاضلتها إلكترونياً عبر شبكة توصيل، ومن ثم إرسالها إلى مخدم دفة الاتجاه أو الاتجاه. إن تفاضل زاوية الاتجاه هو بالطبع معدل السرعة الزاوية للانعراج.

قيل عن النظام إنه يعمل بشكل جيد عندما تم تركيبه على الطائرة A3D لتطير به دورياً من قاعدة ادواردز الجوية. وفي أحد الأيام، وفيما كان أحد طياري الاختبار يتقرب للهبوط بطائرة A3D انقضّ نحو مدرج الهبوط ثم تسلّق تسلّقاً حاداً، الشيء الطبيعي الذي يقوم به طيار الاختبار ذو المعنويات العالية بالطائرة التي يثق بها. استجابت الطائرة A3D، التي كان مخمد زاوية الاتجاه فيها عاملاً بحرف دفة الاتجاه نحو الأسفل أثناء ميلان شبه عمودي دافعة الطائرة ثابتة نحو الأرض.

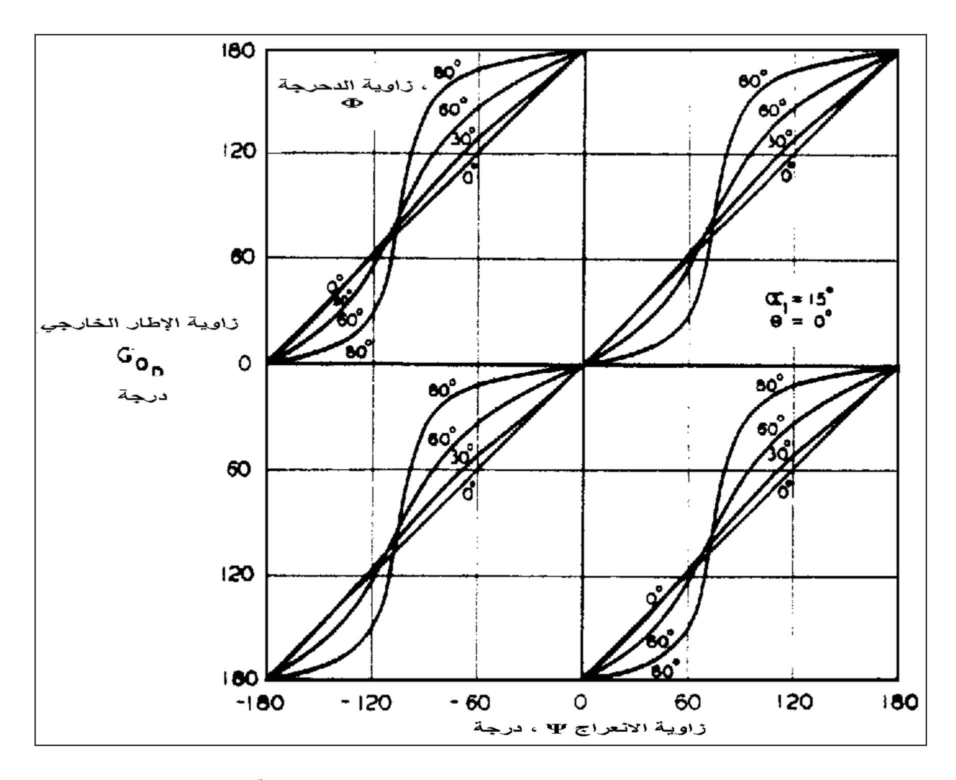
استرجع الطيار التحكم بالطائرة وبدأ التحقيق في الحال. وقد تبين بعدئذٍ أن كلاً من النظام A-12 ومخدم زاوية الاتجاه يعملان بدرجة مثالية. فتحول الاتهام إلى ما كان يسمى لسنوات «خطأ الإطار»(*) (gimbal error). إن جايرو الاتجاه في النظام A-12 هو تقليدياً عبارة عن جيرو حر من إطارين، تقاس فيه زاوية الاتجاه في الإطار الخارجي (outer gimbal) ويكون القلب الدوار، في الإطار الداخلي، موجهاً نحو الشمال المغناطيسي، فيما يكون الإطار الداخلي نفسه مقوماً تثاقلياً من خلال فقاعة تحديد المستوى. وتكون الزاوية بين الإطار الخارجي وتوضع الجهاز هي زاوية الاتجاه الحقيقية أو زاوية الاتجاه طالما أن الإطارين الداخلي والخارجي متعامدان فيما بينهما. وهذا ينطبق فقط عندما تكون زاوية الدوران (bank angel) تساوي صفراً. ولكن عند زوايا الدحرجة الحادة للصعود (chandelle) المفاجئ، أو عند أي دوران حاد، فإن قراءة زاوية الاتجاه تلتقط أخطاء بالاعتماد على زاوية الاتجاه الشمال الجغرافي (الشكل 7-2).

أثناء الدورانات، يعمل مفاضل زاوية الاتجاه «المغلوط» نسبة إلى الزمن على تضخيم الأخطاء العادية للإطار. وقد برهنت تجارب الطائرة A3D بشكل مثير أن لا أحد يستطيع إجراء تفاضل في إشارات الجيرو الحر للحصول على

(*) الإطار (Gimbal) ويسمى أحياناً «جمبال» هو الآلية المتحركة التي تحافظ على ثبات اتجاه الجايروسكوب.

إشارات تخميد تحقق الاستقرار المتزايد، وعلى الأقل في طائرات المناورة الضيقة.

بعد أن برهنت كل التصاميم الميكانيكية والجايرو الحر لمخمد زاوية انعراج الطائرة A3D عدم جدواها زوّدت الطائرة أخيراً بما يعرف الآن بالتصميم المعياري (SDEYRG) وهو، جايرو السرعة الزاوية للاتجاه بدرجة حرية وحيدة لقيادة مخدم دقة الاتجاه.



الشكل 7 ـ 2 زوايا الإطار (gimbal angel) **للإطار الخارجي لجايرو الاتجاه A-12، كدالة لزوايا الدحرجة والاتجاه. تتموج سرعة الإطار الخارجي بقوة عند الدحرجة بزوايا حادة. مفاضلة زاوية الإطار الخارجي للحصول على سرعة زاوية للانعراج سببت تقريباً الحادث للطائرة دوغلاس A3D-1 سكاي واريور (من:** Abzug, *Journal of the Aeronautical Sciences*, July 1956).

والأكثر نجاحاً كان نظام الاستقرار المتزايد غيرالإلكتروني المُطور في مركز الأسلحة البحري، من أجل الصاروخ سايدويندر (AIM-9 Side winder). يشتق سايدويندور تخميد الدحرجة من دواليب طيارة (fly wheels) مساقة هوائية وغير

الإلكترونية، مركبة في أطراف دفات الدحرجة في أجنحة الصاروخ لإنتاج عزوم تدوير عطالية تقود دفات الدحرجة لمعاكسة السرع الزاوية للانعراج. تكون عزوم الدواليب الطيارة كبيرة بشكل واضح بما يكفي لتجاوز تغييرات احتكاك مسند دفة الدحرجة. هذا ويبدو أن نظام التخميد الميكانيكي الصرف هذا لم يطبق في الطائرات.

7 ـ 5 الطائرة غرومان جاكوار XF10F Grumman XF10F Jaguar

كانت الطائرة جاكوار XF10F (Jaguar) ذات الجناح المتراجع المتحرك محاولة من قبل شركة غرومان (Grumman) لتجنب تحكمات حركة الرفع بقوة محرك كاملة أثناء عمر الطائرة النفاثة الحرج .كان الذنب الأفقي للطائرة جاكوار يمتد من حاوية انسيابية (streamlined pod) متمفصلة مع العريضة التي تتمحور في الغوص (pitch) على قمة الذنب العمودي (الشكل 7-3). وكان تركيب التمفصل هذا في الواقع عبارة عن طائرة منفصلة، يتم تعييره في حركة الرفع من خلال الوصل المباشر بين الكنار وعصا الطيار.

كان معامل رفع الموازن المتحقق من خلال تركيب الذنب الكنار هو بالطبع معامل رفع الذنب للطائرة XF10F ككل. ويُعادل هذا النظام المبتكر نظام التحكم بسطح الموازن (tab control system)، حيث إن سطح تحكم الكنار المتصل بعصا الطيار كان سطحاً صغيراً نسبياً مع عزوم مفصل ضعيفة. وفي الوقت الذي كانت فيه حمولات الذنب في الطائرة XF10F الخاصة بالاستقرار والتحكم موفرة من خلال تحريك جميع السطوح (all moving surface) والذي لم يكن خاضعاً لفقد فعالية سطح التحكم ولعزوم المفصل غير المتوقعة عند سرعة الحد الصوتي (transonic) بأرقام ماخ عالية.

حدث في اختبارات طيران سلاح البحرية، أن فقدت الطائرة XF10F التحكم الطولي برفع أنف الطائرة عند الحط وذلك لعدم كفاية انحراف الكنار إلى الأسفل. ومشكلة جدية أخرى حصلت مع طائرة كنار أفقية الذنب، كانت في التردد الطبيعي المنخفض عند السرعات القليلة. وقد أدى هذا إلى تأخير زمني بين حركة عصا الطيار، والذنب، ثم الطائرة، وأخيراً الاستجابة. واشتكى الطيارون بأنه عند السرعات الجوية المنخفضة لم يكن لديهم فكرة عن زاوية سقوط الذنب، أو حتى يحسّوا بها.



الشكل 7 ـ 3 الطائرة جاكوار XF10F-1 العائدة إلى شركة غرومان، محاولة تجنب تحكمات الرفع بقوة محرك كاملة. جسم الكنار المقاد المتمفصل بشكل حر، والجناح الموازن الأفقي مركب على قمة الذنب العمودي. تحرك عصا الطيار الكنار، الذي يتحكم بزاوية هجوم الحاوية الانسيابية (من : National Air and Space Museum).

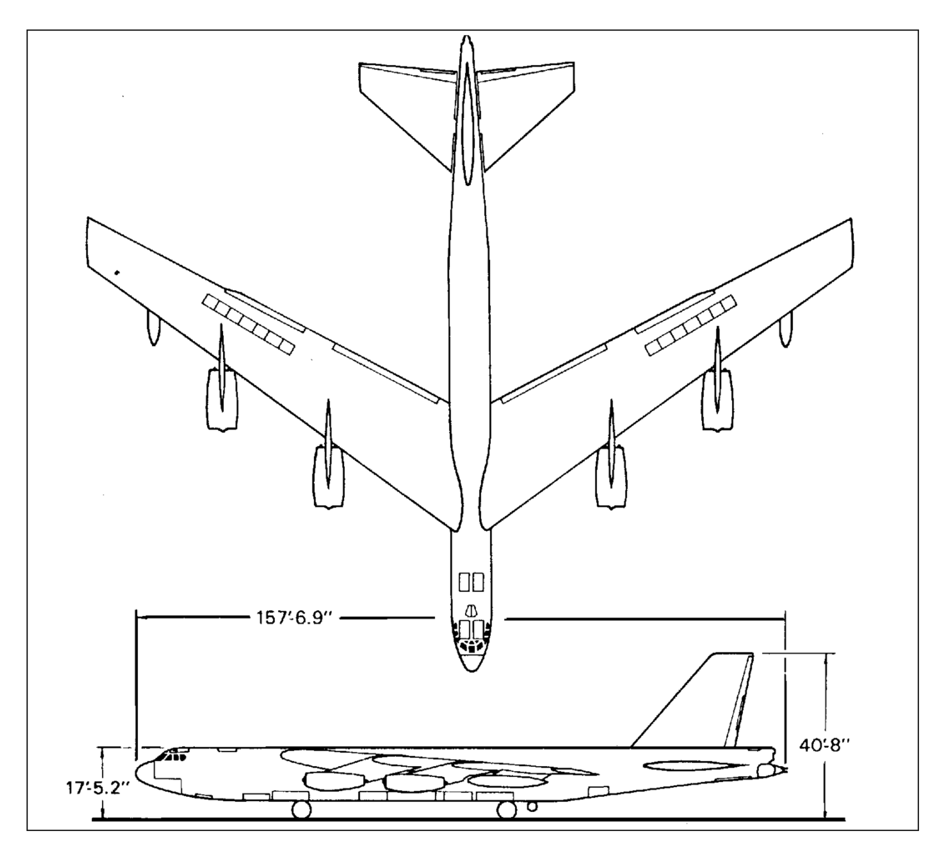
في عام 1953 ألغى سلاح البحرية خطط إنتاج الطائرة XF10F ذات الجناح متغير التراجع (variable-sweep) المتراجع المتحرك. ولم تستلم الطائرة مطلقاً المحرك الذي كان من المفروض أن تستلمه، لتترك بمواصفات ضعيفة. أيضاً، سَمَح وصول حاملات الطائرات ذات السطح المائل والمنجنيق البخاري (steam catapult) للطائرات ذات الجناح ثابت التراجع أن تعمل من على الحاملة. ولم يتم استخدام التصميم البارع لكنار الطائرة أفقية الذنب XF10F في الطائرات التي اعقبتها.

7 ـ 6 نجاح تسويات الطائرة B-52 Successful B-52 Compromises

ظهرت الطائرة ستراتوفورتريس B-52 (Stratofortess) في عام 1951، أثناء العمر الحرج للطائرة النفاثة. على أي حال، كانت التسويات التي قدمها مهندسو شركة بوينغ للالتفاف على حقبة من قلة الثقة في تحكم الطيران الهيدروليكي أو الإلكتروني، جداً ناجحة بحيث استمرت هذه الطائرة تواصل خدمتها الفعلية منذ ما يقرب من 50 عاماً. وتناسب هذه التسويات مهمات الطائرة B-52 التي تتطلب مستوى مناوراتٍ ضعيفاً، ولا تحتاج إلى تصحيح للانهيار الحلزوني.

7 ـ 6 ـ 1 محدودية صلاحية التحكم بدفة اتجاه الطائرة B-52
The B-52 rudder has limited control authority

تملك الطائرة B-52 وتر دفة اتجاه (rudder) ضيق جداً، ولا يزيد على 10٪ من وتر الزعنفة (الشكل 7-4). للحصول على طول سطح تحكّم معيّن، يتناسب تحكم عزوم المفصل مع مربع طول الوتر.



الشكل 7 ـ 4 الطائرة ستراتوفورتريس B-52G . تمّت إضافة سبعة كوابح على الجناح، وتم حذف جنيحات الدحرجة. إلحَظْ دفة الاتجاه (10 ٪ من الوتر) ودفة الرفع الضيقة جداً (من : (Loftin, NASA SP-468, 1985).

وهذا يعطي دفة اتجاه الطائرة B-52 عزوم مفصل تشغيلية صغيرة نسبياً لطائرة بهذا الحجم، جاعلين التشغيل اليدوي منظوراً عبر الموازن النبضي. لكن ماذا حول قدرة دفة الرفع وفعاليتها؟ وكيف يمكن أن يؤثر الدفع غير المتناظر

(assymetrical thrust) والريح العرضية (cross wind) في تنفيذ الإقلاع والهبوط مع دفة اتجاه صغيرة جداً؟

لقد وضح جورج شيرار (George S. Shairer) أن تصميم بوينغ الأصلي دعا إلى تحريك كامل الذنب العمودي. إلا أن ذلك أهمل بسبب الشكوك في وثوقية المشغلات الهيدروليكية. بدلاً من ذلك، كان الحل بدمج نظام عجلة هبوط لضبط الاتجاه المسبب عن الريح العرضية. ويتم ضبط زاوية اتجاه الهبوط بوجود ريح عرضية من قبل طاقم الطيران قبل الإقلاع أو عند التقرب للحط، خلال مجال من 20 درجة على جانبي الخط المحايد (الشكل 7-5). يمكن جعل الدحرجة الأرضية Groundroll عند زوايا أنزلاق ودوران (bank) تساوي صفراً، وهكذا تتقدم الطائرة وهي منحرفة باتجاه الريح بمثل مشية سرطان البحر. يستند الاختيار المسبق لزاوية عجلات الهبوط إلى اتجاه وسرعة الريح المُخبر عنها بالنسبة إلى توجيه المهبط وتصميمه.

حيث إن للطائرة ثمانية محركات، فتضبط شروط الدفع غير المتناظر بإغلاق محرك بما فيه الكفاية ليتم معالجة الاتجاه وذلك لعدم تمكن دفة الاتجاه الضيقة من أداء هذه الوظيفة وحدها.

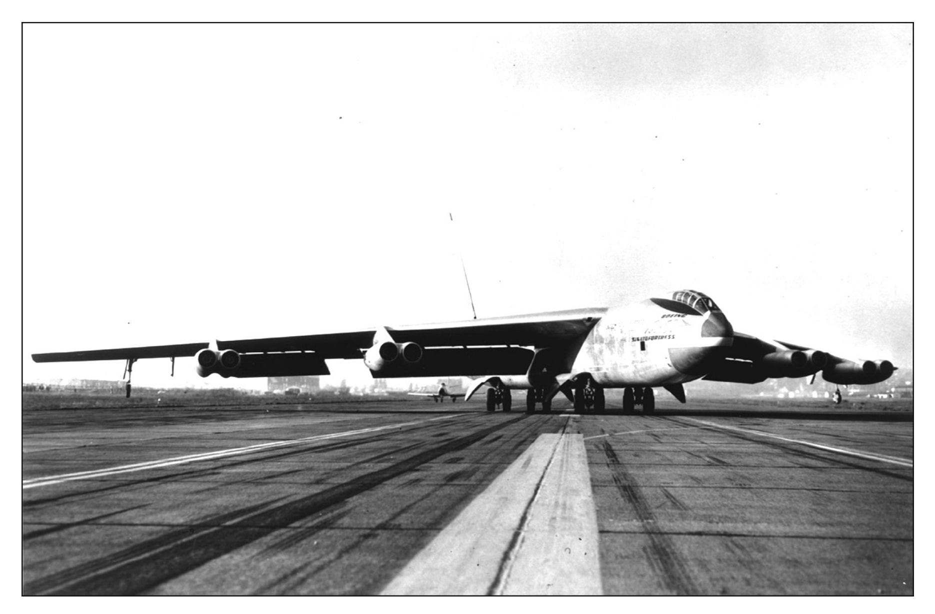
7 ـ 6 ـ 2 تحديد صلاحية التحكم بدفة رفع B-52 The B-52 elevator also has limited control authority

إن دفة رفع الطائرة B-52 ضيقة في الوتر كما هي دفة الاتجاه. وتعتمد على مساعدة سطح الاتزان القابل للتعديل(adjustable stabilizer) من أجل الموازنة طويلة الأجل ومن أجل تغيرات السرعة. وكما في حالة الذنب العمودي، فقد تم استدعاء تصميم شركة بوينغ الأصلي من أجل الذنب الأفقي المتحرك ككل، لكن انصرف عنه بسبب الشكوك في وثوقية المشغل الهيدروليكي.

يُساق الموازن القابل للتعديل في الطائرة B-52 من خلال محركين هيدروليكيين مستقلين بواسطة آلية رفع لولبي غير عكوس (irreversible screw jack mechanism). يسوق أحد المحركين العمود المحلزن (jackscrew) ويسوق الآخر الصمولة النابضية (live nut) على سن المقود المحلزن (driven screw thread) (الشكل 7-6). يتم تشغيل تحكم الصمام (control value) في كل محرك هيدروليكي إما بواسطة محرك كهربائي أو بواسطة كبل قيادة قادم من مقصورة

الطيار. ويتم التحكم بالمحركات الكهربائية بترتيب تناوب الضغط على الأزرار العادية الموجودة على قبضة الطيار المزدوجة (control yoke).

مع كل هذا التكرار (redundancy)، يمكن أن تحصل أعطال في سطح الاتزان القابل للتعديل، لكن تبقى للطائرة B-52 إمكانية الهبوط في نظام طوارئ بالتحكم بدفة الرفع فقط مهما كان موضع الموازن. ويتطلب بعض الضبط لمركز الثقل باستخدام ضخ الوقود الذي يكون ضرورياً لهذا النوع من العمل.



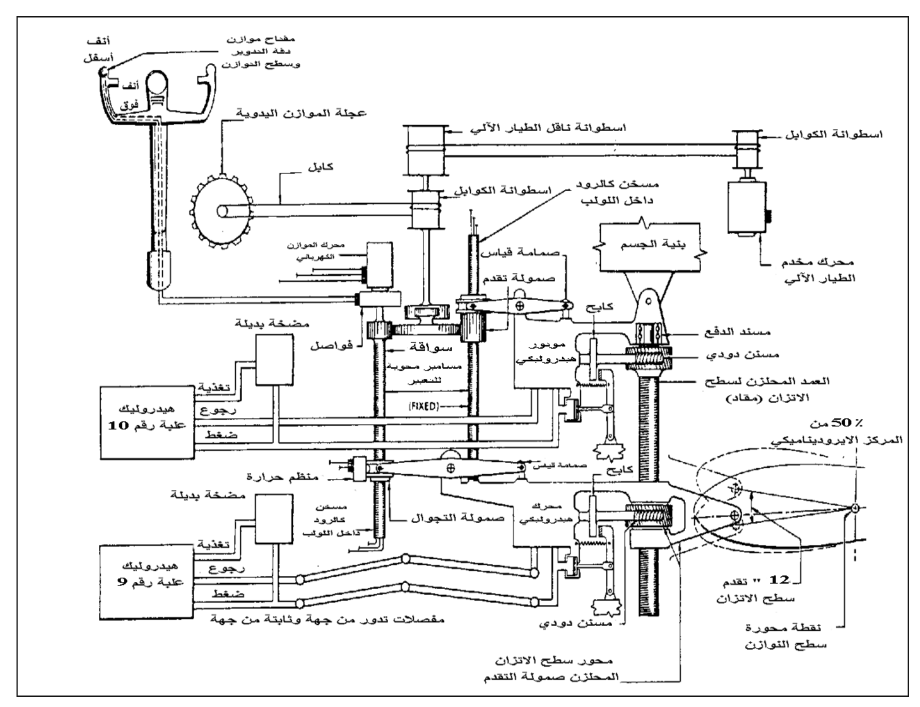
الشكل 7 ـ 5 سلوك الطائرة B-52 في الهبوط مع ريح عرضية. توضعت عجلات الهبوط على المدرج بينما يتم حرف اتجاه الطائرة إلى اليسار، لتواجه اتجاه الريح تماماً. تختزل عجلات الهبوط الحاجة إلى دفة اتجاه (من: Loftin, NASA SP-468, 1985)).

7 ـ 6 ـ 3 التحكم اليدوي بدفات دحرجة B-52 يكون صغيراً The B-52 manually controlled ailerons are small

لدى الطائرة B-52 دفات دحرجة (ailerons) صغيرة، في المعنى التقليدي. ويكون لدفات الدحرجة هذه وتر تقليدي، لكن طول باعها (span) يساوي تقريباً طول وترها. وهي كفوءة جداً، وتدعى «مشعرات دفات الدحرجة» (feeler ailerons)، وظيفتها الأساسية هي تزويد مقود الطيار المزدوج بقوى التحكم. وتم استخدام الموازن النابضي على مشعرات دفات الدحرجة. وتؤمن السطوح العليا

لقطع الكوابح الستة الموجودة على كل جناح، قوة تحكم الدحرجة الحقيقي للطائرة. وتحصل مشغلات الكوابح (spoiler actuator) على إشاراتها التي تأتي من تحريك الطيار لمقود التحكم، التي لا تتطلب من الطيار جهداً لتشغيله.

كان نظام كوابح دفة الدحرجة الذي تمّ تبنيه على الطائرة B-52 قد تم اختباره بالأصل على الطائرة B-47، بعد ذلك عرضت الطائرة خسارة ملحوظة في قدرة الجنيحات الخارجية التقليدية من نوع القلاب بسبب لوي الجناح. إلا أن نظام الكوابح (spoiler) كان يعمل بشكل جيد على الطائرة B-47، لكن سلاح الجو رفض القيام بالتغيير على تلك الطائرة. يمكن أن تهبط الطائرة B-52 باستخدام مشعرات دفات الدحرجة فقط، إذا كانت جميع الكوابح بحالة توقف بسبب أعطال عائدة لنظام القدرة الهيدروليكي، على سبيل المثال. وتكون الهبوطات الناجحة ممكنة تحت شروط الاضطراب والريح اللطيفة على حدٍّ سواء.



الشكل 7 ـ 6 الرسم البياني لتحكمات موازن سطح الموازن للطائرة B-52. محركان هيدروليكيان يقودان سطح الموازن، واحد من خلال المحور المُحلزن، والآخر من خلال شرط صمولة المحور المحلزن. يتم التحكم بصمامة كل محرك هيدروليكي بواسطة محرك كهربائي، مع نظام ميكانيكي رديف (من: B-52 Flight Manual, 1956)

تم حذف مشعرات دفات الدحرجة في النموذج الأخير B-52G وتمّت إضافة قطعة كابح إضافية. هذا، وينصح دليل الطيران للطائرة B-52G بأن التحكم الجانبي المحدود يكون متاحاً من خلال انزلاق الطائرة مع دفة الاتجاه، وفي حال كانت جميع الكوابح مُعَطّلة، فلا ينصح بالهبوط اعتماداً على دليل الطيران، ما يعني أن يعمل طاقم الطائرة على الهبوط بالمظلة في حال أصبحت جميع الكوابح معطلة.

الفصل الثامن

اكتشاف الترابط العطالي

The Discovery of Inertial Coupling

لقد صُمّمت الطائرات التي تطير بسرعة قريبة من سرعة الصوت بأجنحة قصيرة ورقيقة المقطع تركز معظم كتلها في المركز. أما الهياكل فتكون طويلة ورشيقة. وعندما تلتف هذه الطائرات بحركة دحرجة (rolling) سريعة تنحرف كتلة هيكل الطائرة بعيداً عن اتجاه الطيران وبشكل مستعرض. إن هذا الميل، هو جوهرياً الأثر الجيروسكوبي، ويدعى الترابط العطالي (inertial coupling).

8 ـ 1 دبليو. أتش. فيليبس يكشف شيئاً شاذاً W. H. Phillips Finds an Anomaly

إن التمييز فيما إذا كان الترابط المكتشف ترابطاً عطالياً أم دحرجياً، ومن ثم شرحه رياضياً في الأدبيات المعلنة يعود إلى هيويت فيليبسس (W. Hewitt Phillips)، الذي عمل بعدئذٍ في مخبر لانغلي لقسم بحوث الطيران في NACA. في عام 1992 قالت مقالة لفيليبس، «عندما أسقط نموذج الطائرة [XS-1]، تمّت ملاحظته بواسطة الملاحق البصري (optical tracker) بأنه كان يتدحرج (rolling)، كما هو مبيّن من لمعان الضوء على الأجنحة. . . . ولدى فحص التسجيلات أكثر وجد أن الاهتزازات. . . تتمثل بحركة تسلق/انحدار عنيفة، وبزاوية هجوم تتحول من الانهواء (stall) الموجب إلى السالب» (الشكل 8-1).

لقد حلّل فيليبس المشكلة على أنها الأثر الجيروسكوبي، ناشراً نتائجه في مذكرة تقنية أصدرتها NACA، (Phillips, 1948) في تلك الأيام استخدمت NACA تصنيف المذكرات التقنية الخاصة بـ «نتائج تحقيقات البحث القصيرة

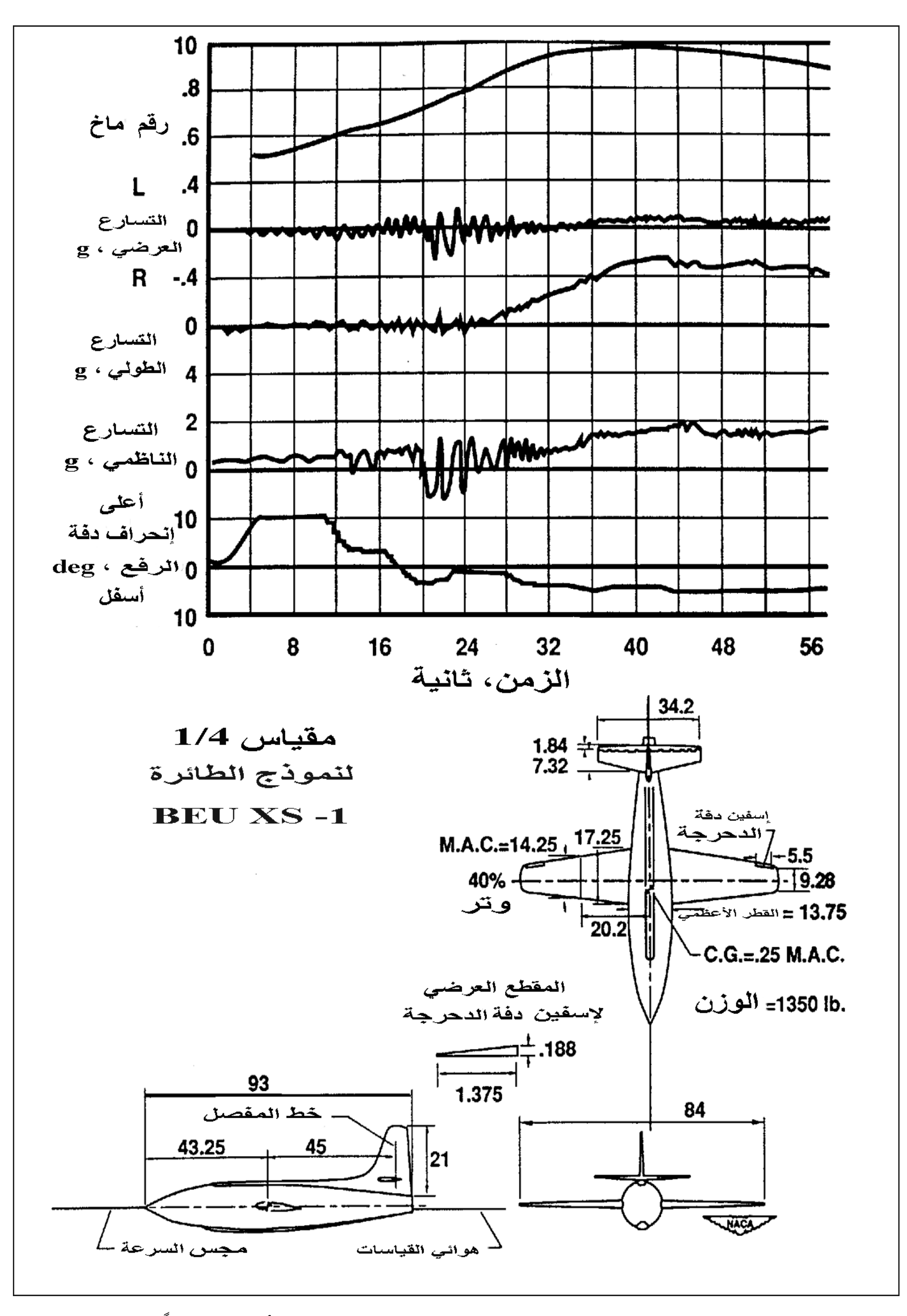
ونتائج دراسات المشاكل المعنية التي تشكّل أجزاء التحقيقات الطويلة». حسناً، لا يوجد من هو كامل ـ ولا يمكن أن تلام NACA كثيراً لنسيانها أهمية نتائج الترابط العطالي لفيليبس عندما لم يعرها العديد من الناس الآخرين إلا اهتماماً ضئيلاً. وكإدراك متأخر، استحق العمل التحليلي للترابط العطالي النشر في الصنف الأكثر سمواً لتقارير NACA التقنية كـ «نتائج بحث أساسي في الطيران».

8 ـ 2 مُذكرة فيليبس التقنية حول الترابط العطالي The Phillips Inertial Coupling Technical Note

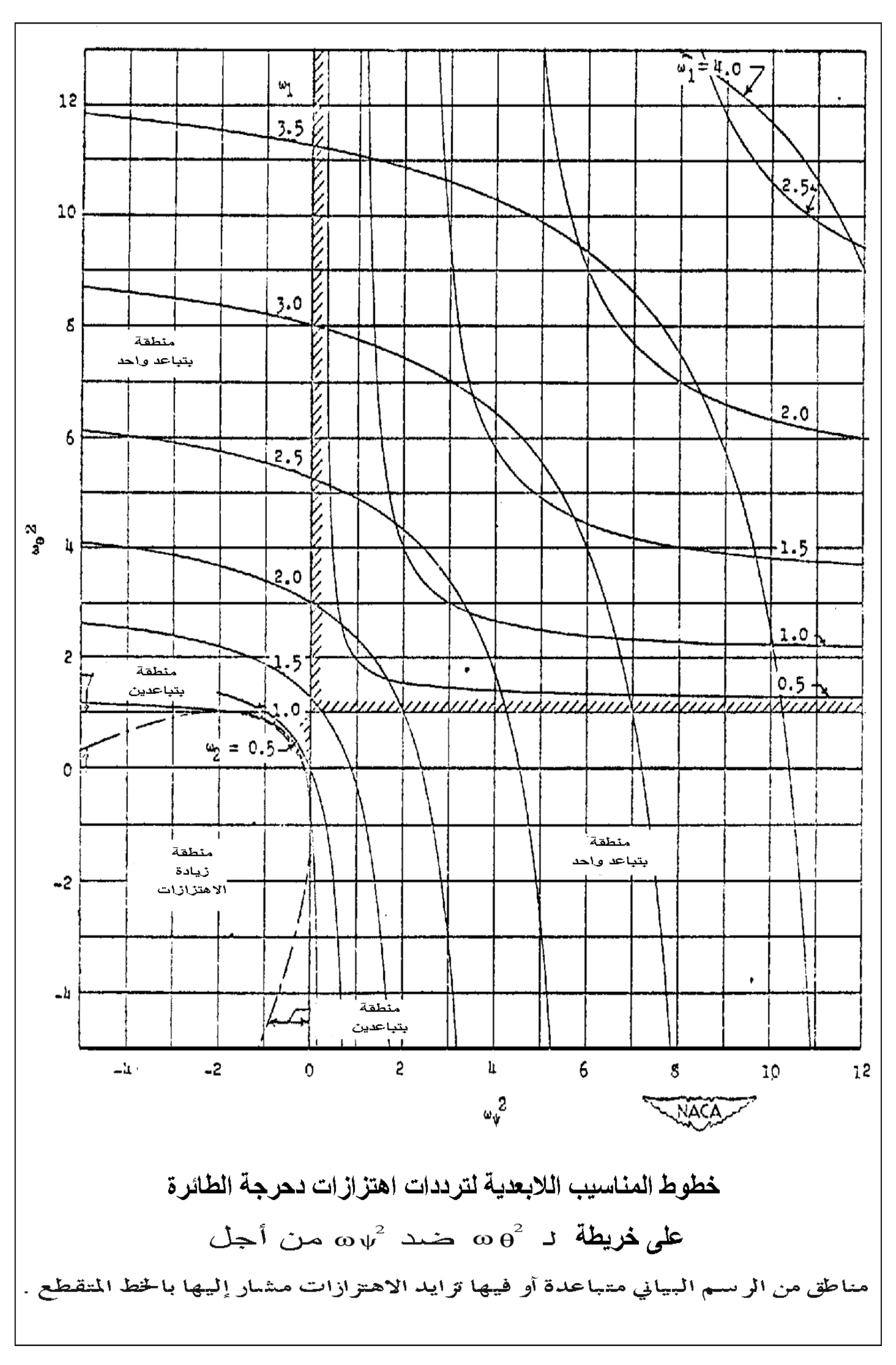
كانت الكمبيوترات الرقمية الإلكترونية لا تزال غير مستخدمة عندما أجرى فيليبس بحثه عن الترابط العطالي، لذلك كان فيليبس مضطراً إلى تبسيط المعادلات باستخدام سلسلة من الخطوات الرياضية البارعة للوصول إلى الحلول العددية التي تحل المسألة. ولقد أدت تحويلاته الرياضة المتتابعة إلى معرفة حدود استقرار الترابط العطالي المشتقة من خلال معادلة بسيطة من الدرجة الثانية.

للتعميم، فإن معاملات فيليبس للاستقرار السكوني اللابعدي (nondimensionalized) للطائرة من ناحية تردد الدحرجة، أو عدد دورات التدحرج الكامل بالثانية. أي مستويات كل من الاستقرار السكوني الطولي والاتجاهي أو الصلابة الموصوفة بخاصية تردداتها الطبيعية اللاتدحرجية (nonrolling) اللادوراة، في حالات الحركة الطولية قصيرة الأمد والدحرجة الهولندية (Dutch roll mode). ويعبّر عن هذه الترددات بعدد الدورات بالثانية، مقسومة على تردد الدحرجة، كما عرفت فيما بعد، في بـ «مخططات فيليبس» (الشكل 8-2).

أضافت التحويلات الرياضية الرائعة والقوية إلى النكهة الأكاديمية للنتائج المخططة التي أضافت ظلالاً من الشك حول أهمية أعمال الاستقرار والتحكم التي عاناها المهندسون العاملون في مصانع الطائرات في أواخر الأربعينيات، والتي توجب الانتباه إلى أهميتها مسبقاً. ولو كان الكمبيوتر الرقمي الذي توفر في الثمانينيات متاحاً لفيليبس في عام 1947، لكان سمح له تحقيق سبق تأريخي في حساب وتمثيل الطائرة المقاتلة المقبلة التي تتدحرج بانحراف كامل لدفات الدحرجة بدون زيغ أو انحراف، ولكانت لجنة التحكم والاستقرار قد أخذت علماً بذلك.



الشكل 8 ـ 1 بندقية التدخين ـ تسجيل طيران الطائرة XS-1 الذي أعطى دليلاً على الاهتزازات السريعة في التسارعات العمودية والجانبية أثناء تدحرج وئيد. نموذج إسقاط الطائرة XS-1 التي لديها اسفين دفة دحرجة صمم لتتدحرج بثبات (Phillips, *Journal American Aviation Historical Society*, Summer, 1992).



الشكل 8 ـ 2 مثال على حدود استقرار الترابط العطالي لفيليبس (من Phillips, NACA TD 1627, 1948).

إن الخلفية المثيرة في عمل الترابط العطالي لفيليبس كان قد احتوتها رسالة له عام 1994. وهذا مقتطف من تلك الرسالة:

في التفكير بشأن الموضوع مؤخراً، استنتجت بأن نظرتي كانت مستندة إلى تدريبي في معهد ماساشوسيتس للتكنولوجيا. وفي المحاضرات التي تلقيتها، بشكل خاص من قبل الأستاذ كوبن، لم تكن الاشتقاقات قد بدأت بعد بالمعادلات الكاملة للحركة. وكانت المعادلات قد قسمت إلى مجموعات طولية وعرضية وتم جعلها خطية. وفي محاضرات الأستاذ درابير (Draper) عن التجهيزات الآلية، جرى التأكيد على لابعدية النتائج من ناحية التردد الطبيعي. أنا لم أقرأ تقرير برايان، الذي يبدأ من المبادئ الأساسية، ولعدة سنوات بعد ذلك. ولو كنت ملماً بالمعادلات الكاملة للحركة، لكنت قد أحبطت من محاولة الوصول إلى حل.

في الوقت الذي وضع فيه فيليبس التفسير الأول للترابط العطالي في تقرير مفتوح، بدا أن هناك ثلاث اكتشافات مستقلة أخرى للترابط العطالي على الأقل. وبينما كان العمل جارياً في شركة بوينغ على الصواريخ بومارك (Bomare missile) المصنفة آنذاك، وجد رونالد وايت (Ronald J. White)، ودونستان غراهام (Dunstan Graham)، وموراي (Murray)، وأودينبيرغ (R. C. Uddenberg) المشكلة ووضعوها بتقرير لشركة بوينغ بتاريخ شباط/فبراير 1948. وفي نفس الوقت في EL Segundo التابع لشركة دوغلاس، وجد روبير برات (Robert W. Bratt) الترابط العطالي في اختبارات إسقاط مجسد زائف (Dummy) للقنبلة مارك 7 (Mark 7). فعند إحداث لي صغير في الزعنفة يجعل القنبلة تدور. وعندما تتوافق سرعة الدوران مع تردد الرفع الطبيعي للقنبلة يصبح الدوران منبسطاً، أو يكون كامل السطح بمواجهة الريح.

هذا وكان عمل مبكر إضافي يتضمن الترابط العطالي قد أنجز في مخبر كورنيل للطيران في بوفالو، نيويورك، من قبل دونالد رودس (Donald W. Rhoads)، وجون شولر (John M.Schuler)، وأوهارا (J.C.O'Hara). وكان هذا برعاية فرع الإنشاءات في سلاح الجو الأمريكي في مخبر رايت للطيران، الذي بدأ عام 1949. لقد درس رودس، شولر، وأوهارا التسلقات الحادة الدحرجية (rolling pullout)، وهي المناورات التي يدمج فيها التسلق العمودي مع الدحرجة. وخلال الجزء الأخير من الحرب العالمية الثانية حدثت أعطال في الزعنفة خلال التسلقات

الحادة الدحرجية، ناتجةً من زوايا الانزلاق الكبيرة (Rhoads and Schuler, 1957).

من بين التحسينات الأخرى، فقد ضمّن رودس، شولر، وأوهارا عبارات الترابط العطالي في دراساتهم. ولقد توافقت حسابات القمة الحرجة لزوايا الانزلاق جيداً مع اختبارات الطيران. على أي حال، فإن عملهم العددي المبكر، تم في نفس وقت اكتشاف فيليبس، في الطائرة لوكهيد P-80 شوتينغ ستار (P-80 Shooting Star)، التي لا تختلف عوامل عطالتها كثيراً عن تلك التي كانت لطائرات الحرب العالمية الثانية. كان للطائرة P-80 أجنحة مستقيمة بنسبة وجاهة عالية وقيمة صغيرة جداً لعامل الترابط العطالي الهام $\mathbf{(I_x - I_y)/I_z}$. ولم يكن الترابط العطالي بارزاً في المراحل الأولى لعمل التسلق الحاد الدحرجة في مخبر كورنيل، الذي امتد في الحقيقة إلى فترة خمس سنوات. ولم يتم تحذير مجتمع مستخدمي الاستقرار والتحكم بهذه النتائج.

لقد أدى عمل فيليبس في الترابط العطالي، وما تلاه من أحداث طيران حقيقية جربت فيها الظاهرة وقادت إلى سلسلة من الدراسات في بريطانيا العظمى. وكانت أعمال كلٍّ من بينسكار (W. J. G. Pinsker) (في الأعوام 1955، 1957، 1958) وتوماس (H. H. B. M. Thomas) في 1960 نشيطةً بهذا الخصوص وبشكل خاص.

وهكذا، فإن ظاهرة الترابط العطالي، التي تم اكتشافها في نهاية الأربعينيات، تم تجاهلها من قبل مصممي الطائرات حتى إعادة اكتشافها في بداية الخمسينيات. وبحلول عام 1956، كانت الصناعة الأمريكية قد تحمست بما فيه الكفاية لتقوم بعقد مؤتمر حوله في ميدان رايت.

8 ـ 3 أحداث الطيران الأولى The First Flight Occurrences

وفقاً للـ NACA، كان الترابط العطالي قد جرب أول مرة في الطيران الحقيقي على يد طيار الاختبار جو ووكر (Joe Walker) على طائرة البحوث دوغلاس X-3. فيما نفذ في عام 1953 كلٌّ من نورمان بيرغران (Norman Bergrun) وبول نيكيل (Paul Nickel) من مخبر آميس للطيران في NACA طيراناً تأكيدياً لإثبات نظرية فيليبس. وقد وجدوا برهاناً للنظرية في حركات دحرجة جسم مذنب غير مأهول.

نفذت التجربة في NACA قاعدة ادواردز في كاليفورنيا. كما في اختبار قنبلة شركة دوغلاس مارك 7، فإن نموذج بيرغران ـ نيكال (Bergrun-Nickel) تباعد في زاوية هجوم وانزلق جانبياً عندما توافقت سرعة حركة انهياره

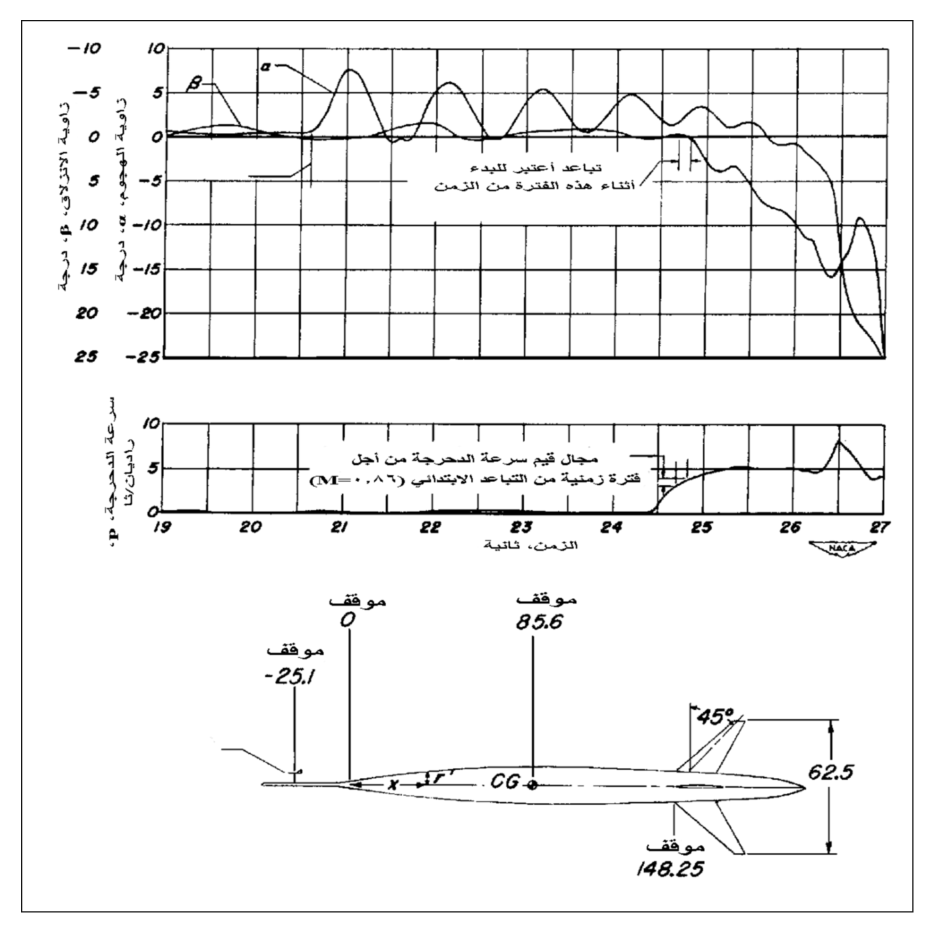
الحلزونية، أو دحرجته مع التردد الطبيعي لزاوية الرفع (pitch) وزاوية الانعراج (yaw) لنموذج الطائرة (الشكل 8-3).

وفيما كان مهندسو الـ NACA ما زالوا يدرسون تسجيلات طيران الطائرة X-3، حدث الترابط العطالي ثانيةً، في قاعدة NACA للطيران في كاليفورنيا. وحصل هذا في منتصف عام 1954، على الطائرة (F-100A سوبر سابر Super Sabre) بقيادة طيار بحوث الـ NACA. فقد أصبحت الطائرة غير متحكم بها عند تطبيق ثلثي دفات الدحرجة، نتيجة تباعد زاويتي الهجوم والانزلاق (Seckel, 1964).

كانت الطائرة F-100A المرشحة الأساسية للترابط العطالي، مع نحالة كبيرة (سماكة 7٪) في الأجنحة المتراجعة بزاوية 45 درجة. وكانت عطالة الدحرجة تساوي أقل من 20000 slug ft^2 مقارنةً بعطالة التسلق/الارتفاع والانعراج التي تساوي 66000 slug ft^2 و88000 slug ft^2، على التتالي. ولم يكن التخميد الصنعي للدحرجة والتسلق/الارتفاع موجودين. وكان للطيار كامل الصلاحية لجعل الدحرجات سريعة، مع التحكم بقوة المحرك في جميع الأنحاء وبوجود أنظمة شعور صنعي نابضية بسيطة.

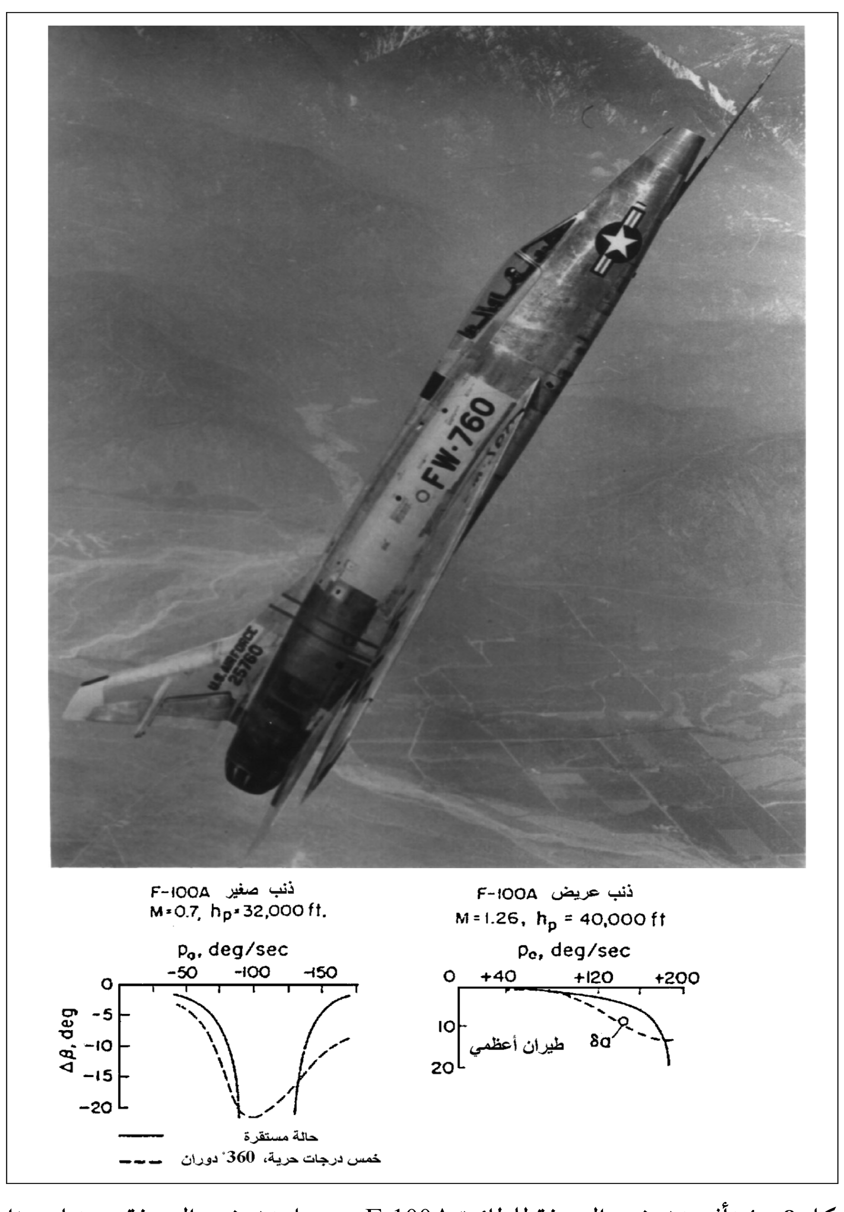
وكانت الطائرة F-100 بالكاد دخلت الخدمة، عندما واجه طيارو سلاح الجو الترابط العطالي، أيضاً، حيث أقعد سلاح الجو الأسطول بعد أن فقد العديد من الطائرات. ووجد مهندسو شمال أمريكا تحت إدارة جون وايكس (John Wykes) عند إجراء محاكاة مماثلة للطائرة F-100، اتفاقاً مع المبادئ التي وضعها فيليبس، وإن مستوى متزايداً من الاستقرار العرضي السكوني يخفض الترابط. كما وجدوا أن تخميد الانعراج وحدَه ينتج تحسيناً بسيطاً. كما تعمل الزعانف العمودية العريضة في الطائرات F-100A، F-100C، والإصدارات التالية لها، على زيادة التردد الطبيعي للانعراج، مما يخفض الترابط العطالي في الدحرجة إلى درجة يسمح بعودة الطائرات للخدمة من أخرى (الشكل 8-4).

وبالمصادفة، توفرت الحاجة إلى الزعانف العمودية العريضة للطائرة F-100 في جميع الاحوال، لمنع حصول عدم استقرار عرضي سكوني في الانقضاضات فوق الصوتية. وفي ما بعد السرعة المكافئة لماخ 1، تم تخفيض توزيع الاستقرار العرضي الساكن في الزعنفة بسبب التخفيض العمودي في ميل منحني الرفع عند زيادة السرعات فوق الصوتية. بالإضافة، فإن الانحناءات والالتواءات بسبب المرونة عند جميع السرعات العالية تزيد من خفض توزيع الاستقرار الاتجاهي للزعنفة.



الشكل 8 ـ 3 الطيران التأكيدي الأول لنظرية فيليبس في الترابط العطالي، نفذ على تركيب دحرجة جسم ـ ذنب. بدأ التباعد عند سرعة دحرجة زاوية 3.5 radians/sec (من : Bergrum and Nickel, NACA TN 2985, 1953).

لقد وضّحت مشكلة الترابط العطالي للطائرة F-100 الاكتشاف الخاص في تحليل فيليبس عام 1948. حيث يكون الترابط قاسياً عندما يكون هناك تناقض كبير بين مستويات الاستقرار الساكن الطولي والاتجاهي، كما هو مبين من خلال تردداتها الطبيعية الخاصة. لقد كان التردد الطبيعي الخاص بالانعراج منخفضاً للطائرة، F-100 بوجود الزعنفة الصغيرة. لكن العكس كان صحيحاً في نموذج الإسقاط (XS-1 drop model)، النموذج الذي أدت تسجيلات الاهتزاز في طيرانه إلى إثبات تحليل فيليبس. لقد كان للنموذج XS-1 ترددات طبيعية منخفضة للتسلق/الانحدار وترددات طبيعية عالية للانعراج عند السرعات التي هي في حدود سرعة الصوت.



الشكل **8 ــ 4** تأثير تضخيم الزعنفة للطائرة F-100A . يؤجل تضخيم الزعنفة من تباعد زاوية الانزلاق في الدحرجة من سرعات بزاوية حوالى **35** درجة/ ثا إلى حوالى **180** درجة/ ثا، وتبقى هذه السرعة غير جيدة. يظهر التوافق بين الخطوط المستمرة والمتقطعة أن طريقة تحليل الحالة المستقرة لشميدت ــ بيرغران ــ ميريك هي أداة تنبؤ جيدة وحكيمة. تظهر الصورة النموذج الأخير للطائرة F-100F التي لها زعنفة عمودية كبيرة. (من : Schmidt, Bergrun, and Merrick, WADC Conf. 56 WCLC- 1041, 1956).

لقد بيّنت مخططات فيليبس للترابط العطالي وجود نافذة استقرار للحالة التي تكون فيها الترددات الطبيعية متساوية لكل من الرفع والاتجاه، وهنالك بعض التخامدات على كل محور. لقد فحص ريتشارد هيب (Richard Heppe) تغيرات الترددات الطبيعية للتسلق/الانحدار والانعراج في طائرة لوكهيد F-104 مع السرعات، والارتفاع، والتحميل، مع نتائج غير المشجعة، هي كما يلي:

> **صيانة الترددات الطبيعية المتساوية في الرفع والانعراج على مجال السرعة العريض ومجالات الارتفاع من خلال الوسائل الإيروديناميكية فقط سوف لن يكون، بشكلٍ عام، ممكناً في تكوينات الطائرة العملية. وهذا يعني أن استجابة مُرضية للدحرجة ستصبح أكثر صعوبة في الحصول على طيف أوسع لسرعة وارتفاع الطائرة.**

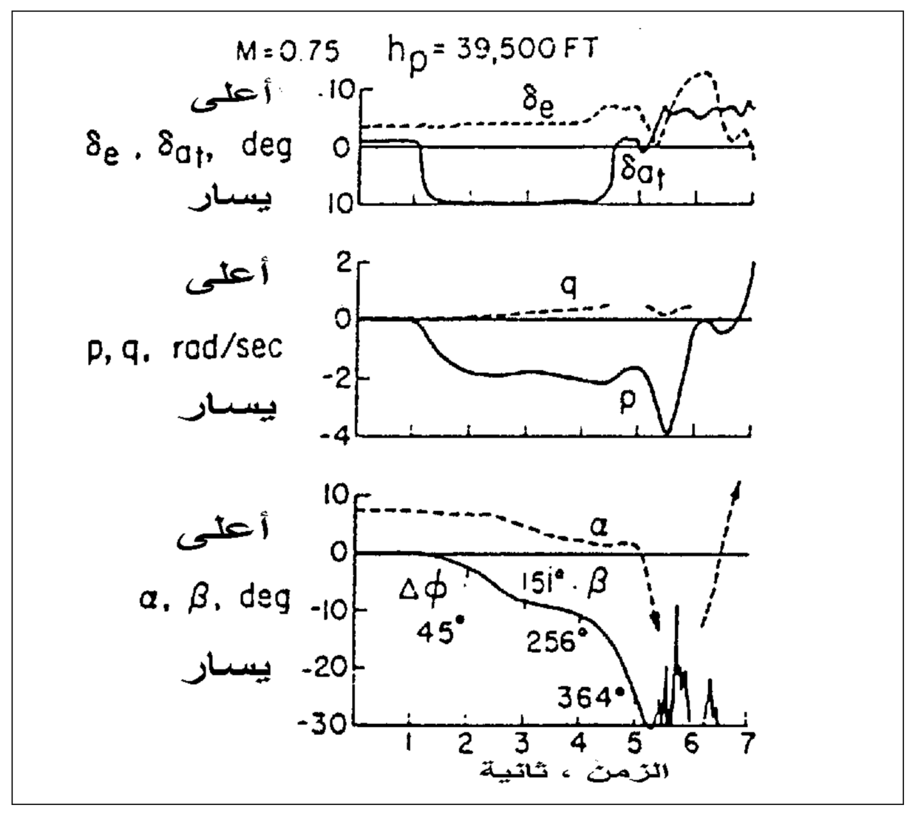
8 ـ 4 مؤتمر حقل رايت عام 1956 The 1956 Wright Field Conference

عند الظهور الأول للترابط العطالي على المسرح مع طائرة بحوث شركة دوغلاس X-3 ومن ثم الطائرة سوبرسابر F-100A، فقد نما الاهتمام بالموضوع بسرعة بين أولئك المسؤولين عن استقرار الطائرة والتحكم بها، بالرغم من أن نتائج اختبار طيران مقاتلة النسق الأول قد صنفت إما خصوصية أو سرية، ورغم أن الإشاعات كانت قاسية على سير العمل، والمعلومات قد بدأت تنتشر حول المناورات غير المتحكم بها وحالات الأعطال البنيوية.

لقد رأى مهندسو سلاح البحرية وسلاح القوة الجوية الحاجة إلى مجموعات تتصارع مع مشكلة الترابط العطالي غير المتوقعة من خلال الاجتماع وتبادل المعلومات للصالح العام. لذلك دُعي إلى مؤتمر سري مغلق في حقل رايت في شباط/فبراير 1956. استدرجت في هذا المؤتمر أبحاث من الصناعة، وNACA، ومعهد ماساشوسيتس للتكنولوجيا. وبسبب الإلحاح والأهمية الوطنية للموضوع، كان متوقعاً أن يقوم المؤلفون والحاضرون من الصناعيين بالتصريح علناً عن نتائجهم، بغضّ النظر عن الاعتبارات التنافسية.

وشملت قائمة المتحدثين منذ رفع السرية عنها في مؤتمر حقل رايت، الذي أطلق عليه رسمياً «مركز تطوير مؤتمر رايت للطيران حول الترابط العطالي للطائرة» العديد من الأبحاث الهامة في الاستقرار والتحكم ومصممي الطائرة المقاتلة لتلك الحقبة:

هـم كـانـوا: روبـيـر بـرات (Robert Bratt) وتـشـارلـز داروس (Charles Daros) مـن دوغـلاس؛ مـامـوري مـاسـاكـي (Mamore Masoki)، وديـوي مـانـكـوسـو (Dewey Mancuso) مـن كـونـفـيـر؛ جـون غـاوتـرود (John Gautraud)، جـامـس فـلانـدرس (James Flanders)، تـومـاس بـارسـون (Thomas Parsone)، ولـويـد ويـلـكـي (Llyod Wilkie) مـن مـعـهـد ماساشوسيتس للتكنولوجيا؛ ريتشارد هيب من لوكهيد؛ فاين هوف (Wayne Huff) وسيسيل كارتر من تشانس فوت؛ هنري كيلي، هانس هينز، وروبيرت كريس من غرومان؛ داريل بارك من ماك دونالد؛ جيري بافيلكا من ريبيبليك؛ ستينلي شميدت، نورمان بيرغران، روبيرت ميريك، ليونارد ستيرفيلد، جوزيف ويل، وريتشارد داي من؛ NACA وجون ويكس من شمال أمريكا.



الشكل 8 ـ 5 المخطط الزمني لمثال الترابط العطالي التقليدي. تتباعد الطائرة YF-102 إلى زاوية هجوم سالبة وزاوية انزلاق سالبة إلى يسار أثناء دحرجة خاطفة (من: Weil, WADC Conf. 56 WCLC-1041, 1956).

لقد ترأس شارل ويستبروغ (Charles Westbrook) مؤتمر حقل رايت وحرر المحاضر (Westbrook, 1956)، وجلب الاهتمام النشيط له في موضوع الترابط العطالي حيث كان الحضور لا يقل عن 184 شخصاً. وقد عقد المؤتمر على هامش مشكلة الاستقرار الجدية في قاعات كبيرة، واستدعى المؤتمر دفاعاً حثيثاً من قبل المتحدثين عن الصناعة، ولكن بدون إخفاء الانتقادات إذ أصبح مفهوماً أنه ينبغي على مصممي الطائرة وضع منتوجهم بوضوح أفضل. ومع ذلك فإن نص البيان الصادر عن المؤتمر أظهر عبارات مثل هذه:

في جميع اختبارات الدحرجة (roll) [دحرجة] كانت استجابة الطائرة بالنسبة إلى الطيار طبيعية وآمنة من كل وجهة نظر تخص الطيران.

. . . صعوبة جدية تعود إلى الترابط العطالي لا يجب أن تكون متوقعة لـ. . .

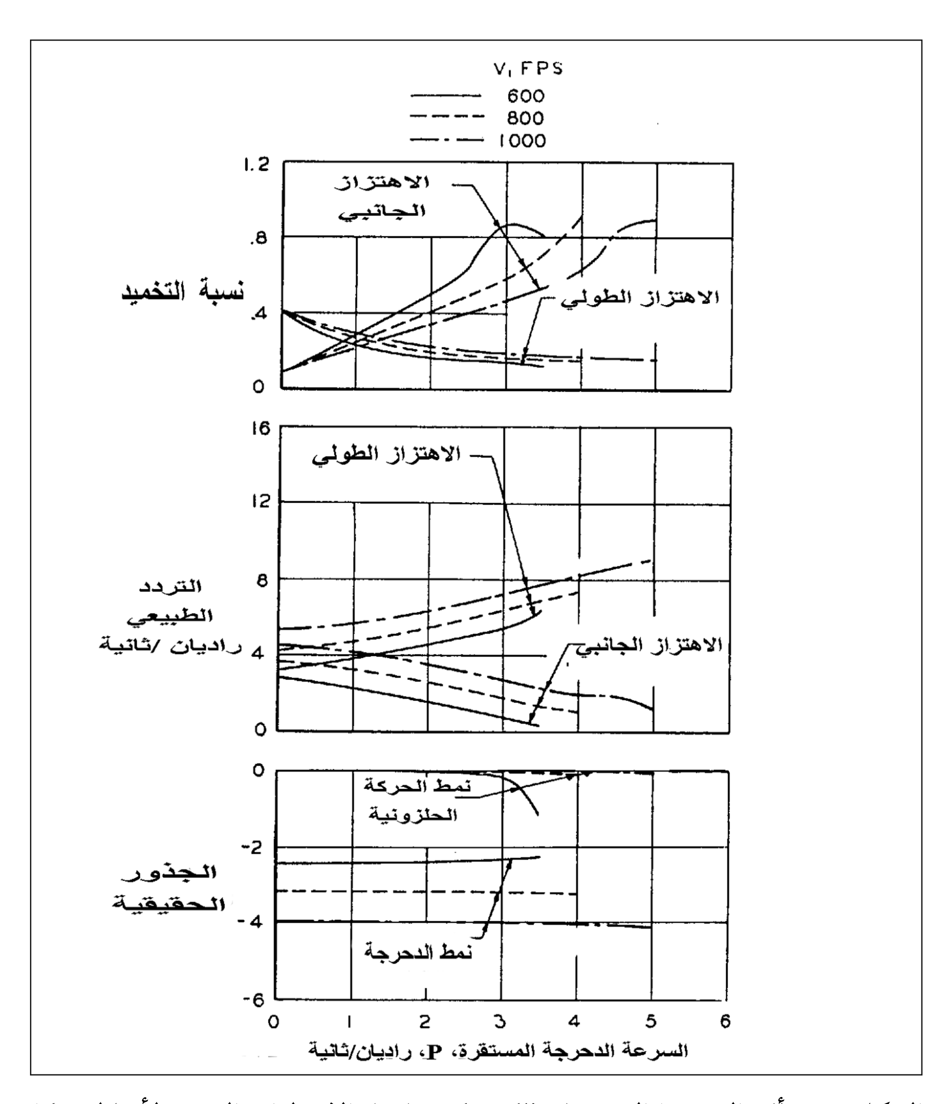
. . . سلوك دحرجة الطائرة المُرْضي عموماً كان أكثر ترحيباً. . . .

هذه الكلمات المُطَمْئِنَة اللطيفة، كانت مصحوبة بمحاكاة طيارات مرعبة وتسجيلات الطيران، في حالات عديدة، منها على سبيل المثال الطائرة كونفير YF-102 (الشكل 8-5).

8 ـ 5 تبسيطات وتفسيرات Simplifications and Explications

ليس من المفاجئ أن التعقيد الرياضي لمسألة الترابط العطالي والحالة الخام نسبياً للكمبيوترات الرقمية والتماثلية قد قادت الباحثين والمصممين إلى محاولة التقاط جوهر المسألة بالنماذج الرياضية المبسطة. ولو توفرت تقنية الكمبيوتر الحالية، لكانت هذه المجموعات الهندسية قد واجهت تلك المسألة، وربما أوجدت الحلول لها بدون تبسيط، وإنما بأتمتتها بحيث تستوفي وقتاً هندسياً بالحدود الدنيا.

تصبح الإستراتيجية ممكنة من خلال الكمبيوترات الرقمية الحديثة لتكون خطوة على طريق أتمتة جميع مكونات المناورات السريعة، وأرقام ماخ، والارتفاع، ومركز الثقل، ومعامل الحمل الابتدائي، والتغذية الخلفية للاستقرار المتزايد، واستخدام التحكم. وهذا يمكن تشكيله بأرقام سريعة من الحالات العابرة بـ 5 أو 6 درجات حرية. بينما يبقى في ذاكرة الكمبيوتر، الحالات العابرة التي يمكن إظهارها من خلال الخوارزميات التي تبحث عن الحمولات الهوائية والتباعدات المفرطة. وفقط سيتم استرجاع الحالات المثيرة للفحص الهندسي.



الشكل 8 ـ 6 تأثير الدحرجة الوئيدة (steady rolling) على الاضطراب الصغير لأنماط حركة الطائرة دوغلاس F4D-1 . أخذ تخامد الحركة الاهتزازية الطولية السريعة عند سرعات دحرجة زاوية عالية نصف قيمته (من : Abzug, *Journal of the Aeronautical Sciences*, November 1954).

على أية حال، ظهر في أواخر الأربعينيات والخمسينيات، تبسيطات مبتكرة كانت هي طلب اليوم بدلاً من التقارب المباشر الذي تم افتراضه أعلاه. وفي الأيام الأولى كان عمل فيليبس الأصيل هو قيادة موكب التبسيط، الذي قلّص فيه مشكلة الترابط العطالي للوصول إلى حل معادلة بسيطة من الدرجة الثانية.

وحاول ستة من المهندسين الذين جاءوا بعد ذلك إجراء محاولة تحسين لنموذج فيليبس المبسط.

كان أول تقريب يتمثل بجعل معادلات الحركة ذات درجات الحرية الست خطية تحت شروط الدحرجة الوئيدة (Abzug, 1954). ولقد بينت الحسابات التي أُجريت على الطائرة سكاي راي F4D تخفيضاً في التخامد وزيادةً في تردد الحركة الاهتزازية الطولية عند زيادة معدل سرعة الدحرجة فوق 150 درجة/ثا (الشكل 8-6). وقد تم توثيق تقريبات التبسيط اللاحقة في محاضر مؤتمر الترابط العطالي في حقل رايت (Westbrook, 1956).

لقد اختصر كل من روبير برات (Robert Bratt) وتشارلز داروس (Charles DaRos) مشكلة الترابط العطالي بحل معادلة من الدرجة الرابعة، وحددوا جذورها كدالات لسرعة الدحرجة. وهذا تطلب جعل التسارع الجانبي يساوي الصفر وسرعة الدحرجة والتسارع الاعتيادي يساويان قيمة ثابتة. وكان ما نتج من تقارب برات ـ داروس وحلول الحالة المستقرة لزوايا الانزلاق والهجوم تحت شروط الدحرجة، مهماً جداً.

عادت سيسيل كارتر (Cecil Carter) لنموذج فيليبس، لكن بعد أن أضافت له درجتي حرية، هما الانتقال على طول المحور الجانبي (Y) والمحور الناظمي (Z). ولقد وجدت كارتر حدود الاستقرار من محصلة معادلة الصفات من الدرجة الرابعة من خلال معيار روث (Routh's Criterion)، وإجرائية قياسية إلى حدٍّ ما. ولكن لسوء الحظ، عند فحص نتائج حد الاستقرار مقابل 20 قيمة دحرجة حالية على مخطط الزمن، وُجد توافق واحد مناسب، وختمت كارتر بأن طريقة فيليبس المعدلة تحتاج لكي تُستَكَمل إلى حسابات أكثر ضبطاً.

مثلما اقترح برات وداروس، عَلّل شميدت، بيرغران، وميريك (Sehmidt, Bergrun, and Merrick) الحالة المستقرة لزوايا الهجوم والانزلاق التي تحصل عند الدحرجة الوئيدة بأنها ستكون مهمة كدلائل مفيدة على الخطورة. وكانت طريقتهم، المستندة جزئياً إلى دراسة أكثر تحديداً أجريت من قبل أدينبيرغ (Uddenberg) من شركة بوينغ، التي تستخدم كامل معادلات الحركة بخمس درجات حرية (السرعة الجوية ثابتة) فقط مع تبسيطات طفيفة جداً. ولقد ظهرت ترابطات جداً هامة ليس فقط بعمل فيليبس، لكن أيضاً بالمحاكاة الكاملة ونقطة

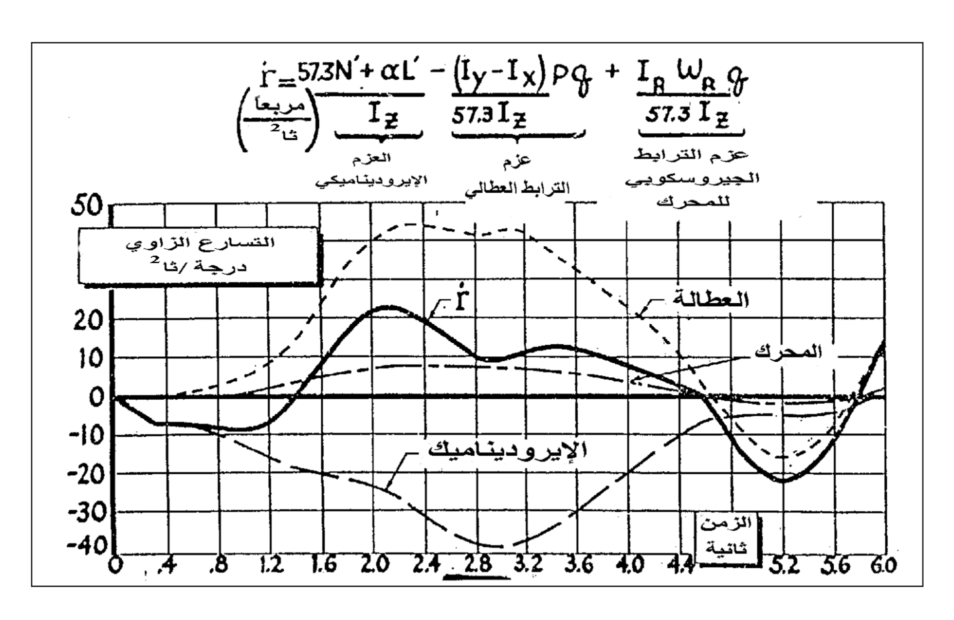
اختبار الطيران لطائرة F-100A. ولقد تنبأت تحاليل شميدت، بيرغران، وميريك بدقة كبيرة مقدار الفائدة التي يستحصل عليها عند استخدام زعنفة أكبر للطائرة F-100A.

بدأت كيلي (Kelley) في شركة غرومان مع معادلات أبزوغ لتعريف الدحرجة الوئيدة (steady rolling)، بحذف عبارات الثقالة الدورية والعبارات الصغيرة الأخرى ومشتقات الاستقرار للطائرة F-11F الضمنية. باستخدام حلٍّ جبري خطي تمهيدي، يتضمن تطبيقات خطأ وصواب (trial and error) بسبب تبعية مشتقات الاستقرار على الأجوبة، فقد وجدت كيلي أن قيم الحالة المستقرة لسرعة الرفع ولزوايا الهجوم والانزلاق موافقة لبعض سرع الدحرجة المستقرة، وكان الحل النهائي للإرباك من قيم الحالة المستقرة الثابتة قد وُجد من المعادلات التفاضلية الخطية من الدرجة الخامسة. وقد حددت كيلي تماماً هذا بجذور المعادلات، التي تقرر الاستقرار.

جاءت المغامرة السادسة في تبسيط الترابط العطالي بعد فرضية فيليبس من خلال غاوترود وفلاندرس (Gautraud and Flanders) في معهد ماساشوسيتس للتكنولوجيا. أيضاً، حوَّل هذان الباحثان المشكلة إلى حالة خطية حول شرط مفترض لدحرجة مستقرة، لكنهما تبنيا طريقة تعتمد التحكمات أكثر بتعيين كلٍّ من الأقطاب (poles) والأصفار للطائرة كونفير (Convair) F-102.

كان العمل لزيادة الدراسات حول تبسيط الترابط العطالي قد تم لتوضيح الظاهرة وتجزئتها كل جزء على حدة. ترى، ما هي العوامل الهامة حقاً؟ شرح جون ويكس (John Wykes) تسارعات الانعراج والانزلاق مع الزمن للطائرة F-100، مبيناً الأهمية النسبية للإيروديناميك، وجيروسكوبية المحرك، وشروط العطالة، كما في تَصَرف الدحرجة (الشكل 8-7).

تدخل كمية الحركة الزاوية للمحرك إلى مشكلة الترابط العطالي كانحياز في اتجاه واحد للدحرجة. ويحصل التباعد في سرعة الدحرجة بمعدل قليل عندما تكون الدحرجة في الاتجاه المعاكس لدوران المحرك (Pinsker, 1957). ينتج التأثير الجيروسكوبي للرفاس والمحرك كما في أنظمة الطيران الأخرى، وبشكل خاص عندما تكون القوى والعزوم الإيروديناميكية ضعيفة نسبياً، كما في حالات الانهيار الحلزوني (spin) والإقلاع (takeoff).



الشكل 8 ـ 7 الأهمية النسبية لشروط الإيروديناميك، والترابط العطالي، والمحرك الجيروسكوبي في التسارع الانعراجي خلال الانعراج السريع لطائرة F-100. في هذا المثال، العزم الإيروديناميكي هو المعامل الابتدائي الأكبر؛ ثم الترابط العطالي الغالب له. (من: Wykes, WADC Conf. 56WCLC-1041, 1956).

8 ـ 6 تجربة الطائرة سكاي راي F4D The F4D Skyray Experience

كان مصنع السوكوندو للطائرة سكاي راي F4D (فيما بعد F-6) في شركة دوغلاس للطيران قد بدأ تسليمها لاختبارات الخدمة أثناء ذروة الحماس بموضوع الترابط العطالي. وفيما أصبح واضحاً أنه يمكن التخفيف من حدّة مشكلة الترابط العطالي، إن لم يكن تجنبها، من خلال إضافة التخامد الصنعي للانعراج وللتسلق/الارتفاع، ولكن هذه التصاميم ما تزال ثقيلة وغير موثوقة. وعلى أية حال، ولكي يتم تطبيقها بشكل صحيح، تم وضعها في سلسلة داخل دائرة التحكم. ذلك، إن تصميمات التخميد الصنعي ليست تراكيب متوازية عادة، كما في الكثير من الطيارين الآليين (autopilots)، ولكنها جزء تكاملي من التحكم يدور تنفيذه من عصا القيادة إلى سطح التحكم. وإن أي نوع تصميمي من سلسلة التخميد الصنعي لايمكن تركيبه أو إضافته بسهولة إلى طائرة مصنّعة وجاهزة فعلاً.

ولقد عُرفت بطريقة مماثلة مستويات عالية من الاستقرار الطولي والعرضي

السكوني لتكون مساعدة، في رفع سرعات الدحرجة الزاوية التي يمكن أن تسبب حدوث الترابط. وفي حالة الطائرة عديمة الذنب F4D، لم تكن المستويات العالية من الاستقرار الطولي والعرضي الساكن قد صممت لهيكل الطائرة الأساسي، حتى وإن كانت الحاجة إليها معروفة عند وضع الطائرة موضع التطبيق.

كان الخيار الباقي الوحيد للطائرة F4D في هذه المرحلة تثبيت حدود المناورة الآمنة أي النقاط التي لا تسبب فيها تأثيرات الترابط العطالي أي مشاكل. يتم عندئذٍ تحديد مناورة الطائرة من خلال إعلان، يلتزم به طياروها ليعملوا وفق هذه الحدود. إن مشكلة تحديد حدود المناورة الآمنة للطائرة F4D وضعت بين يدي روبير برات (Robert W. Bratt)، الذي كان أهلاً لتجميع كافة المعطيات العددية الضرورية للكمبيوترات الرقمية في قسم المحاسبة بشركة دوغلاس.

كان ممكناً للكمبيوترات التماثلية العائدة إلى قسم تحكمات الطيران بشركة دوغلاس من حيث المبدأ أن تُدير هذه المشكلة، ما عدا عاملين:

الأول، معادلات الترابط العطالي للحركة المُتضمن لعدد كبير من الأرقام الرياضية اللاخطية، على سبيل المثال الدوال المثلثية، الضرورية لحل الثقالة على طول محاور الطائرة، وعمليات الضرب الضرورية لحل معادلات يولر (Euler equations)، أو عزمه. ولكن كانت المشكلة صعبة جداً في تمثيل اللاخطية على الكمبيوترات التماثلية لتلك الأيام. وكانت أفضل طريقة لمولدات الدالة المثلثية التماثلية والضاربات (multipliers) هي استخدام تصميمات آليات المخدمات الإلكتروميكانيكية الصغيرة التي كانت مُكلفِة وبطيئة بعض الشيء. هذا ووفرت بضعة أنظمة ضاربات «ربع ـ مربعة»، لم يكن لديها أجزاء متحركة، وكانت غير دقيقة.

العائق **الثاني** في استخدام الكمبيوترات التماثلية لايجاد حل لمشكلة الترابط العطالي للطائرة F4D كان فَقْر الدقة والتكرارية. وكانت المشكلة التي واجهت برات هي في تغطية كافة التركيبات الطولية والجانبية لحركات عصا الطيار بشكل منظم، تشمل الانزياح الطوري أو التتابعي بين الاثنين، وكذلك توضعات موازنات التعيير، والسرعات الجوية والارتفاعات، بهدف تثبيت نقاط بداية الترابط. ولم تكن الصمامات المفرغة (vacuum tubes) للكمبيوترات التماثلية فقط هي

الخاضعة للأعطال المتكررة، لكن أيضاً تغيرات الربح (gain) والجرف (drift) التي يمكن أن تجعل الأمر خارج حدود الدراسة المنهجية. أدت هذه الاعتبارات إلى استخدام الكمبيوتر الرقمي، وهو الاستخدام المبكر له في ديناميك الطيران.

8 ـ 7 التطويرات الأخيرة Later Develoments

من التطويرات الشيقة للترابط العطالي التي أعقبت تزاحم الاهتمامات به والتي رافقته في الخمسينيات، إيجاد أن كميات معتدلة من الانزلاق الجانبي (side slipping) تُفاقم من حجم المشكلة (Stengel, 1975). إن الحركة الاضطرابية حول حركية توازن الإنزلاق الجانبي والدحرجة أقل استقراراً من الاضطراب حول حركات الدحرجة الصرف (pure rolling motions).

هذا، وتضاف إلى أهمية مشكلة الترابط العطالي تطورات أخرى في مجالات ذات علاقة مثل ديناميكية الطائرة. ويلحظ الفصل التاسع حول «الانهيار والمعالجة» طرق تحليل التشعبات المتطورة لدراسة تباعد الانهواء عن الانهيار (stall-spin divergence)، والانهيار الوئيد (steady spinning)، وتأرجح الجناح (wing rock). وتتمكن طريقة تحليل التشعب (bifurcation analysis) من تخمين ظاهرة القفز (jump phenomon) أثناء الدحرجة، أو تواجد حالتي اتزان لزوايا سطح التحكم (Schy and Hannah, 1977).

بعد عام، وسّعت الدراسة التي قام بها Schy and Hannah لتتضمن التغيرات اللاخطية لمشتقات الاستقرار مع زاوية الهجوم (Young, Schy and Johnson, 1978) وقد لحظ المُؤلفون بشكل صحيح أن المنفعة الرئيسية المتوخاة من طريقة تحليل التشعب والمطبقة على الترابط العطالي في الدحرجة هي في تخمين ظروف الطيران وزوايا التحكم بالسطوح التي يمكن أن تسبب حالة «القفز». ويتوجب فحص هذه التوفيقات (combination) تفصيلياً في الحلول النهائية.

8 ـ 8 الترابط العطالي ومستقبل طائرات الاستخدام العام Inertial Coupling and Future General-Aviation Aircrafts

بشكل عام تمّ ترويض الترابط العطالي على أنه مشكلة كامنة تهدد المقاتلات الحديثة وحتى الأكثر صرامة من هذه المقاتلات المجهزة بأنظمة استقرار متزايد (stability augmentation systems) لها القدرة على توفير تغذية راجعة مهمة في تحجيم الشذوذ الحركي بعيداً عن الاتجاه الطولي للطائرة أثناء الدحرجات

الخاطفة (rapid rolls). وكانت طائرة مادونال دوغلاس F/A-18A، الطائرة الرائدة في احتوائها على تغذيات راجعة لتحجيم الترابط الكينماتي (Kinematic coupling) أثناء الدحرجة. وهذا يعني أنه عند تطبيق الطيار تحكماً في الدحرجة، فإن كلاً من حركتي الانعراج والاتجاه يدخلا في التغذية (fed in) لجعل الطائرة تتدحرج حول متجه (vector) السرعة وليس حول المحور الطولي. وعليه، لا تتحول زاوية الهجوم إلى زاوية انزلاق، مختزلة الانزلاق أثناء الدحرجة في زوايا هجوم عالية.

ولكن ماذا سيكون مستقبل طائرات General Aviation؟ والجواب ربما سيصار إلى إعادة تقويم المشكلة من قبل مصممي General Aviation في السنوات القادمة، وهو طريق شاق دونما شك، بعد أن عثر عليه بالصدفة من قبل مصممي المقاتلات في أوائل الخمسينيات، عدة سنوات بعد تطوير النظرية من قبل فيليبس.

كانت هنالك تصاميم مشابهة لتصاميم طائرات General Aviation مثل BD-10 Bede Jet العائدة إلى شركة Bede Jet Corporation والنفاثة رباعية المقاعد ليوبارد (Chister-mill leopard). الأولى: (BD-10) طائرة هواة بمقعدين تجميعية (kit airplane) تزن 4400 باوند، وتستخدم محركاً بقوة رفع يقترب من 3000 باوند. نظام التحكم في هذه الطائرة يدوي بالكامل وبدون أيه مقومات لاستقرارية متزايدة (stability augmentation).

وللطائرة BD-10 تصميم تقليدي من حيث تعرضه للترابط العطالي: فالطائرة صغيرة ذات أجنحة رقيقة وهيكل طويل مُثقُل بشدة. وما علينا إلا أن نتخيل ما يجلبه لنا المستقبل في سنواته القادمة من محركات نفاثة رخيصة وذات وثوقية عالية لطائرة من نوع BD-10 أو حتى أصغر. وإذا حصل هذا سينتج المصممون بلاشك طائرات خاصة سريعة، ورشيقة الحركة، لها القدرة على تجاوز مشكلة الترابط العطالي.

الفصل التاسع

الانهيار الحلزوني وكيفية إصلاحه
Spinning and Recovery

حركة الانهيار الحلزوني (spin) هي دورانات غير متحكم بها في طائرة بحالة انهواء (stall) كامل. في سنوات الطيران المبكرة عندما صودف الانهيار لأول مرة كانت الطائرة تهوي إلى الأسفل بصورة أو أخرى. الحركة كانت في الأغلب انعراج وبصورة شبه مستقرة. وكان هاجس مهندسي الاستقرار والتحكم حينها هو كيفية إرجاع الطائرة (إبرائها) من حالة الانهيار إلى الوضع السوي.

ولقد شهدت فترة ظهور الطائرات النفاثة محاولات لتغيير توزيع الكتل المسببة للانهيار وتحويلها إلى حالة اهتزازات (geddering or oscillations) بدل الانهيار. وقد توجه الاهتمام بعدئذٍ إلى مدخل الحالة ووضع التصاميم التي تجعل الدخول إلى الانهيار الحلزوني أقل احتمالاً خلال العمليات الجوية.

سيرسم هذا الفصل طبيعة التغير في انهيار الطائرة منذ أيام الطيران الأولى والاستجابات الهندسية المرافقة

9 ـ 1 الانهيار الحلزوني قبل عام 1916 — Spinning Before 1916

وصف الانهيار الحلزوني في تجاربه الأولى من قبل ميلفيل جونز (B. Melvill Jones) في عام 1943 :

في الأيام الأولى للطيران ـ قبل عام 1916 ـ كان الانهيار الحلزوني ينتهي عموماً بالموت، لأن الوسائل الفعالة التي اعتمدت لإيقافه، كما أثبت لاحقاً، كانت إلى حدٍّ ما معاكسة لردة فعل الطيار الطبيعية وإدراكه بأنه ينقضّ باتجاه

الأرض. واكتشف في حدود عام 1916 طريقة فاعلة في إيقاف نوعية الانهيار الحلزوني الشائعة في تلك الأيام، وتتلخص بدفع عصا القيادة إلى أمام والضغط على دواسة الزعنفة باتجاه معاكس لاتجاه الغزل (spinning). ولفترة خلت بعد تعميم هذه الحيثية حصلت بضع حالات انهيار حلزوني أدت إلى وفيات، فإذا توفر الارتفاع الكافي لايقاف الغزل وتحويل الانقضاض الحاد (steep dive) إلى طيران أفقي عندئذٍ يصبح الانهيار الحلزوني مجرد مناورة اعتيادية.

استطرد جونز (Jones) في وصف أول حالة انهيار مستوي (flat spin) حصلت له عام 1919: لقد كانت حالات الانهيار القديمة تمتاز بوضعية تسلق (pitch) حادة (steep pitch attitude)، مع زوايا هجوم انهواء صغيرة تتراوح بين 2530 درجة. وبعبارة أخرى كان للانهيار المستوى الجديد وضعية تسلق صغيرة، وزوايا هجوم كبيرة تصل إلى 45 درجة أو أكثر مع سرعة غزل أكبر. وبذلك كان الانهيار المستوي أكثر خطورة من الانهيار الحلزوني التقليدي. ولقد كان لاختراع الباراشوت كوسيلة لتقليل سرعة الغزل أثناء الانهيار من الأمور الشيقة والهامة في آن في زيادة عدد الناجين من هذه المناورة ممن عاشوا ليكتبوا عن هذه الحركة غير المتحكم بها، وبالتالي إيجاد الحلول لحالات الانهيار المستوى التي كانت في تصاعد.

9 ـ 2 حلول الأنفاق الهوائية لحركة الانهيار الحلزوني Advent of the free-Spinning Wind Tunnels

بدأت أبحاث NACA حول الانهيار الحلزوني حوالى عام 1926 (Zimmerman, 1936). في البداية كانت نماذج مصغرة لطائرات تلقى من منطاد وتتم مراقبتها أثناء سقوطها. ولقد كان لكلٍّ من هارتلي (A. Hartley) وسويل (Soule) وسكودر (N. A. Scudder) دور رائد في هذه التجارب، التي أجريت أيضاً في بريطانيا من قبل ستيفن (A.V. Stephens) عام 1966 الذي قال:

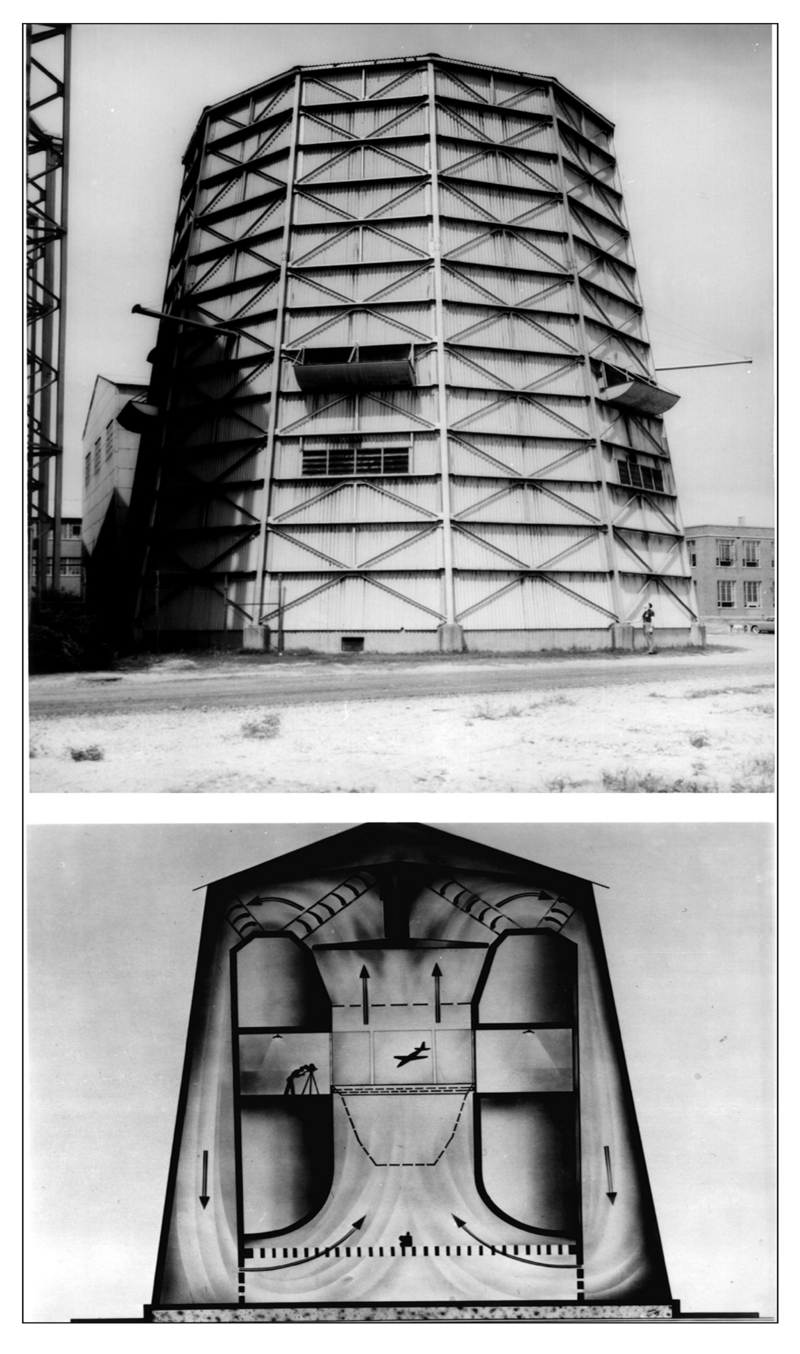
لقد ابتدأ استخدام تقنية نماذج (الاسقاط) المصنّعة من خشب البالسا في تجارب الانهيار الحلزوني في أميركا، ثم منعت بعدئذٍ بشكل بات، ثم بوشر العمل بها في مؤسسة الطيران الملكي (RAE) من قبل رايت (K.V. Wright) ومؤلف هذا الكتاب الذي أطلق النماذج من منصة في منطاد وراقب سقوطها. وقبل أن تأخذ هذه التجارب مجراها في إعطاء نتائج مفيدة تقرر

إلغاء المناطيد. عندها اقترح ماكينون دود (R. Mckinnon Wood) أن تتحول هذه التجارب إلى استخدام النفق الهوائي العمودي بدل إسقاطها من المنطاد. وقد ادّعى بعض المتشائمين بأن هذه النماذج ستصطدم حال إطلاقها بجدار النفق. ولكن، سرعان ما توضح أن لهذه النماذج ميلاً طفيفاً فقط للاقتراب من جدران النفق.

كان على نماذج الهبوط أن تعود للتطبيق عندما أصبحت الحوامات (Helicopters) متوفرة، لكن في الأيام الأولى، وبغضّ النظر عن إلغاء استخدام المنطاد، كانت أوقات الاختبار المحدودة في الهبوطات الحرة من سقوف البنايات تشكل عائقاً قاسياً، وكان النفق الهوائي لماك كينون وود قد تجاوز مشكلة وقت الاختبار المحدد، بينما عمل نموذج النفق الهوائي العائد إلى مؤسسة الطيران الملكية بشكل أفضل، حتى أن ستيفنس (Stephen) بنى نفقاً هوائياً عمودياً ستيفينس يبلغ قطره(12 قدماً)، الذي شهد سنوات من الخدمة الفعّالة.

بلغ قطر أول نفق هوائي عمودي للحركة الحلزونية عائد إلى NACA، وتم بناؤه في عام 1935، 5 أقدام. وتم استخدامه من قبل بامبير (J. Bamber) وهاوس (R. O. House)، بالإضافة لتشارلز زيميرمان (Charles Zimmerman). وبإمكان هذا النفق الصغير أخذ قياسات للعزم والقوة في الاتزان الدوار rotary) (balance، بالإضافة إلى اختبارات الانهيار الحلزوني الحر (free spinning). وفي عام 1936 عندما تم افتتاح النفق الهوائي الجديد للانهيار الحلزوني الحر بقطر 15 قدماً، لم يكن للدوران المتأرجح أي وجود.

يعود تاريخ النفق الهوائي للحركة الحلزونية بقطر 20 قدماً الحالي والعائد إلى NACA إلى عام 1941 (الشكل 9 ـ 1). وكان هناك أنفاق هوائية عمودية مشابهة بُنيت لدى حقل رايت، ولدى IMFL في فرنسا، ولدى TRDI في اليابان، ولدى مخابر البحوث الوطنية في كندا، ولدى مؤسسة الطيران الملكية في بريطانيا. حتى أنه كان يوجد نفق هوائي خاص للحركة الحلزونية بالقرب من نوبرغ، في ألمانيا، تم تشغيله من قبل البحوث التطبيقية لبيهريل (Bihrle Applied Research). لقد مهّدت نماذج الحركة الحلزونية المصنوعة من خشب البلسا والصنوبر والمغطاة بقماش من ورق الحرير الطريق الأكثر ثباتاً من النماذج المُقَيَسة المصنوعة من البلاستيك المُشكل بالتفريغ ومن الألياف الزجاجية.



الشكل 9 ـ 1 مشهد خارجي ومقطع عرضي للنفق الهوائي بقطر 20 قدماً للانهيار الحلزوني العائد إلى مخبر لانغلي في الناسا، الذي بُني في عام 1940. (من: Neihouse, Kliner and Scher, NASA Rept. R-57, 1960)

وعلى أية حال، فإن الزائر لأيٍّ من الأنفاق الهوائية الحديثة الخاصة بالانهيار المغزلي أو الحلزوني (spin) يُدرك الفرق بينها وبين الأنفاق الهوائية الكبيرة التي بنيت بحس الصناعة الثقيلة الماضية. هذا ويتم استرجاع النماذج التي تطلق من شرفة في أعلى بناء النفق الحديث في شِباك شُدّت بأوتار حول قاعدة البناية، ويُعاد استخدام النماذج المتضررة بعد ترقيعها مرةً ثانيةً.



الشكل 9 ـ 2 نموذج طائرة ينهار حلزونياً في قسم اختبار الانهيار الحلزوني الحر في النفق الهوائي الذي يبلغ ارتفاعه 20 قدماً والموجود في وكالة الناسا (من: Neihouse, Kliner, and Scher, NASA Rept. R-57, 1960).

الأنفاق الهوائية للانهيار الحلزوني الحر هي جوهرياً عبارة عن كمبيوترات تماثلية. واستعمالها الأساسي هو في دراسة الحركة الحلزونية وتفاقمها وكيفية السيطرة عليها وإصلاحها. يتم إطلاق النماذج باليد من داخل النفق بطريقة مشابهة لإطلاق القرص الطائرة (فرزبي). وعندما ينتهي أثر حركة الإطلاق الأولية، يتوقع من النموذج أن يستقر في وضع إما أنه منتصب بالكامل، أو مقلوب، أو مستقر أو

متذبذب، وهي الحركات الناتجة من الانهيار، التي يتم تشذيبها بعدئذٍ (الشكل 9 ـ 2). ومن خلال استخدام ساعة آلية، أو آلية نظام تحكم عن بعد، يتم تطبيق برنامج مسبق لتحكمات استرداد الحركة الحلزونية أو بنشر مظلة هبوط (باراشوت). والنتيجة المستهدفة هي عدد اللفّات قبل الاصلاح، إذا كان هناك إصلاح، لكن هناك مُوسِطات (parameters) أخرى يتم قياسها أيضاً (الشكل 9-3).

ينبثق مفهوم مهم حول «الإصلاح المُرضي» (Satisfactory recovery) من تجربة نفق NASA الخاص بالانهيار المغزلي، بأن عامل التدخل البشري اللازم لإصلاح هذا الانهيار ووضع الطائرة في مسار طيران خطي لا انهياري لا يأخذ أكثر من 21/4 لفّة بعد تطبيق طريقة المعالجة (recovery contrals)، والسبب قد يعود إلى توقع عدم التزام الطيار بنصوص التعليمات التي تعطى له حول طريقة المعالجة الصحيحة بعد تعرّضة إلى لفات الانهيار المغزلي، فهو قد يلجأ إلى إجراء تلقائي غير صحيح، أو مغادرة الطائرة إذا كان مزوداً بكرسي قذف أو باراشوت. وكإنحناءة مضافة إلى العامل البشري المعرِّف «للإصلاح المُرضي» في نفق الانهيار المغزلي، أن لا يستخدم أكثر من ثلثي إزاحة عصا القيادة أو عجلتها أثناء تطبيق عملية المعالجة.

تكون أنفاق الانهيار المغزلي ذات قيمة في تمثيل القوى والعزوم الإيرودياناميكية بشكل صحيح عند قيم كبيرة لزوايا الهجوم والانزلاق والسرعات الزاوية للطائرة، ما عدا بالطبع تأثيرات نسبة تصغير النموذج (scale)، والانضغاطية. وهذه ليست اعتبارات صغيرة، فأولئك الباحثون الذين يحاولون تجنب استعمال أنفاق الانهيار المغزلي بسبب تأثيرات التصغير والانضغاطية، أو الاستغناء عن أنفاق الانهيار الحلزوني من خلال حساب حركة الانهيار الحلزوني بواسطة كمبيوترات رقمية، تواجههم مشاكل خطيرة تتعلق بقاعدة المعلومات التي سنناقشها في وقت لاحق. وعندما تكون لخواص دخول الانهيار المغزلي اعتبارات هامة، أو عندما لا تكون التطورات الكاملة للانهيار متوقعة، يفضل استخدام النماذج الساقطة حرة الحركة على أنفاق الانهيار الحلزوني.

9 ـ 3 تغييرات التكوين المنهجية Systematic Configuration Variation

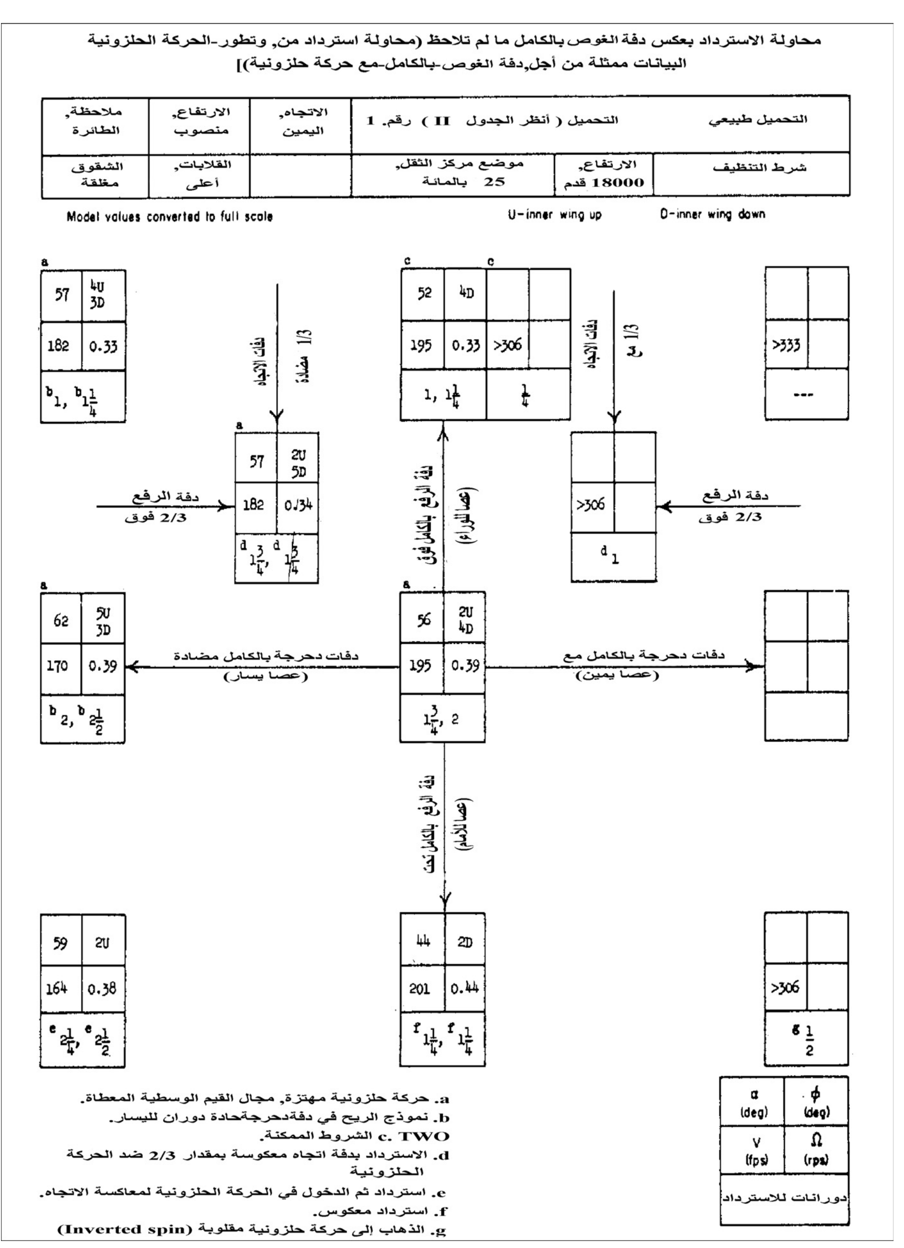
لقد أدرك الباحثون في مجال الانهيار (spin) ومنذ وقت مبكر مشاكل عموميات هندسة بناء الطائرة التي تشجع عملية الانهيار. وأثناء مراحل حصول

الانهيار ـ مرحلة الدخول (entry)، ومرحلة إصلاح الانهيار (spin recovery) ـ تدخل الطائرة في أمداء لاخطية من زاوية عزوم العطالة (inertial moments). ويعني السلوك اللاخطي أن التعميم يتطلب بيانات كثيرة يستحصل عليها من خلال التنويع المنظم لعوامل التصميم الوسيطة. ولم تمض فترة طويلة بعد تشغيل نفق NACA ذي الارتفاع 20 قدماً والمخصص لدراسة الانهيار الحلزوني، حتى بدأ باحثو الانهيار الحلزوني في شركة فيتران (Veteran) أوسكار سيدمان (Oscar Seidman) وانشل نيهاوس (Anshel Neihouse) بعملية تجميع بيانات الانهيار النظامي (systematic spin). وبالتوازي مع ملاحظات وتقارير NASA التقنية التي تقود إلى السنوات من 1937 إلى 1948 وضعا تقريراً حول تأثير الأجنحة النظامية، والذنب، والكثافة النسبية وتغير وتوزيع الثقل (mass distribution) في خواص الانهيار والاسترجاع.

ومع تطوير الطائرات النفاثة والصاروخية ذات الهيكل الإبري النحيف المثقل الحمل، تابَعَ والتر كلينار (Walter J. Klinar)، وستانلي شير (Stanley H. Scher) العمل على خواص الانهيار الحلزوني من خلال إجراء تغييرات نظامية في عوامل التصميم الوسيطة. وفي السلسلة الحديثة، جرت مراجعة ثانية لتوزع الثقل، بالإضافة إلى إيروديناميكية الأنف الطويل وخطوط البدن الضيقة والكنار (Neihouse, Klinar, and Scher, 1960).

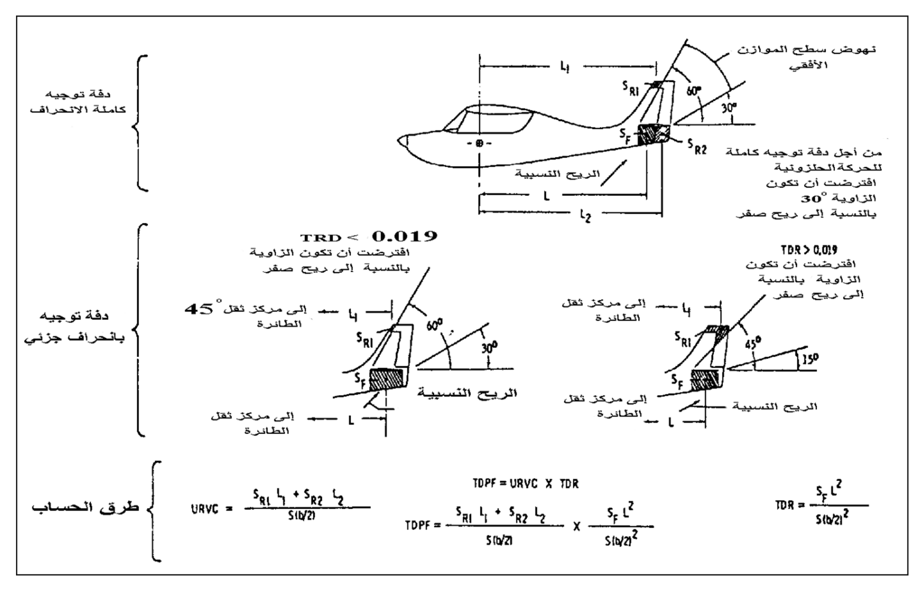
9 ـ 4 تصميم لمعالجة الانهيار Design For Spin Recovery

لقد كانت قواعد التصميم الأولية البسيطة، التي تزيد من فرص امتلاك الطائرة لخواص استرداد (revovery) مناسبة في الانهيار الحلزوني (spin)، هي إحدى نتائج تجارب نفق مجموعة ناسا (NASA spin tunnel group) ويبين الشكل 9-4 واحدة من أهم مجاميع قواعد التصميم الأولى (Neihouse، Lichtenstein، وPepoon، 1946) وقد استخدمت فيها وحدتا قياس أساسيتان، تسمّى الأولى نسبة تخميد الذنب (Tail Damping Ratio) أو (TDR) ويكون لها تأثير إن كان مفعول الانهيار عميقاً (steep) أو سطحياً (flat)، وتسمى الوحدة الثانية معامل حجم دفة الاتجاه غير المحجوبة Unshielded Rudder Volume Coefficient أو (URVC). وتعتمد هذه الوحدة على مساحة دفة الاتجاه التي تقع اسمياً خارج أثر (wake) موازن الذنب الأفقي وأذرع عزومة، وأن حاصل ضرب الوحدتين يساوي عامل قدرة تخميد الذنب أو TDPF.



الشكل 9 ـ 3 مثال على المخططات القياسية لاسترداد الحركة الحلزونية المُنتجة من قبل نفق الحركة الحلزونية في لانغلي في وكالة الناسا. تطابق أمكنة الصناديق مع أوضاع التحكم في الحركة الحلزونية المُنماة التي تسبق محاولة الاسترداد. وتطابق الصناديق الفارغة عموماً أوضاع التحكم التي من أجلها لا يكون النموذج في الحركة الحلزونية (من: تقرير Lee, NASA TND-1516, 1963).

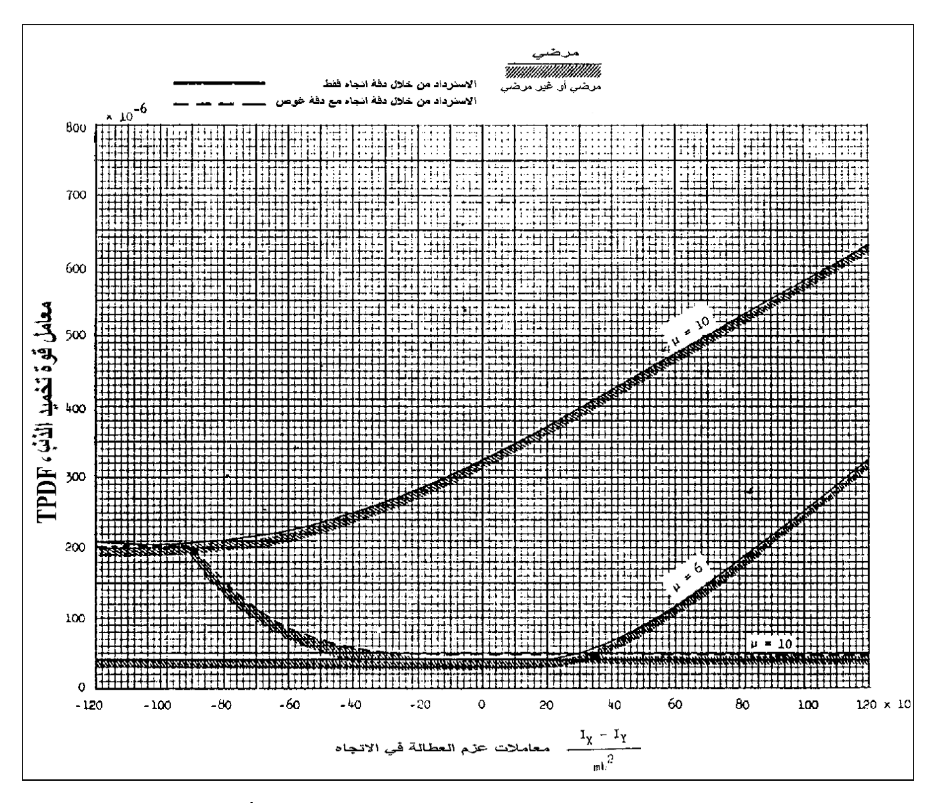
إن قواعد تصميم عامل قوة التخميد TDPF لعام 1946 عبارة عن تعديل معيار مؤسسة الطيران الملكية (RAE) من قبل فين (E. Finn). ويستند معيارا RAE وNACA إلى النتائج التجريبية، المرتكزة على آليات الانهيار والدخول بالحركة الحلزونية أثناء الطيران. على سبيل المثال تحدد قاعدة نسبة تخميد الذنب TDR السطح الأدنى لهيكل الطائرة تحت الذنب الأفقي من أجل أن تكون الحركة الحلزونية طبيعية، وليس مستوية، وذات سرعة دوران عالية. عندما تكون الطائرة في وضع انهيار حلزوني، أي عندما تكون زوايا الهجوم عالية وسرعات الانعراج كبيرة، يجب أن تُنمي تلك المنطقة الخاصة ضغوطاً سكونية عالية وعزم انعراج كبير يقاوم سرعة الحركة الحلزونية، أو يخمدها.



الشكل 9 ـ 4 طريقة تطبيق متطلبات تصميم الذنب لـ Neihouse/Lichtenstien/Pepoon، عام 1945 من أجل استرداد مُرضٍ للحركة الحلزونية، معيار جدلي لأنه يهمل أجزاء أخرى من الذنب (من: (Stough, Patten, and Sliwa, NASA TP 2644, 1987).

اتُّبِعَت قواعد تصميم عامل قوة التخميد TDPF في NACA لعام 1946 بعد عام بقواعد تصميم تم ترتيبها بشكل خاص بطائرات المُلكِية الشخصية (الشكل 9-5). وقد استعملت قواعد تصميم عامل قوة التخميد TDPF في NACA لعام 1947 مجموعة جزئية مكونة من 60 طائرة من أصل 100 طائرة استندت إلى قواعد عام 1946. واعتبرت كلتا المجموعتين من قواعد تصميم الذنب دليلاً

مفيداً للطائرات ذات المخطط العام وتوزيع الأوزان العاملة في تلك الفترة من علم هندسة الطيران. وهذا يتضمن طائرات الاستخدام العام التي تندفع بالمروحة (الرفاس) في وقتنا الحاضر، لذا هي مصدر للإعجاب والإنذار في آن لأن هذه القواعد قد أهملت من قبل العديد من المصممين الحديثين.



الشكل 9 ـ 5 متطلبات تصميم الذنب في NACA الخاصة باسترداد مُرضٍ للحركة الحلزونية لطائرات الملكية الشخصية. الرمز μ هو عامل الكثافة النسبي للطائرة، بقيمة مثالية تساوي 4.0 للطائرة سيسنا 150 و8.6 **للطائرة غرومان/ للطائرة الأمريكية يانكي. (من:** Neihouse, NACA TN 1329, 1947).

من ناحية أخرى، أشار جامس باومان الابن (James S. Bowman, Jr.) الذي تقاعد مؤخراً من وكالة ناسا، إلى الحالات ذات الميزات غير المُرضية لإصلاح الحركة الحلزونية التي تلبّي فيها تكوينات الطائرات الخفيفة معيار TDPF لعام 1947، مما يُضعف حالة تطبيق المعيار على الطائرات المعاصرة. وسيتم أيضاً مناقشة هذا الأمر في البند 9-11 «الانقطاع عن الماضي».

9 ـ 5 تغير تقنيات القيادة لمعالجة الانهيار Changing Spin Recovery Piloting Technique

لقد كانت وصفة حقبة 1916 في معالجة الانهيار الحلزوني. «دفع عصا القيادة إلى أمام والضغط على دواسة الزعنفة (دفة التوجيه أو rudder) بالاتجاه المعاكس لدوران الطائرة الحلزوني». وقد استمر العمل بهذه الوصفة لعدة سنوات، وبقيت كذلك حتى تغير توزيع أوزان الطائرة فيما بعد بشكل مخالف تماماً لتصاميم الطائرات القديمة. وهنا دخلت ميزات التصمم بالإضافة إلى إجراءات الطيار في عملية معالجة وإصلاح الانهيار الحلزوني.

ثمة تغير مهم يجب الأخذ به بالنسبة إلى الطائرات التي تحمل أوزاناً ثقيلة على امتداد أجنحتها. ومع أن القاذفات القديمة ذات الأربعة محركات وطائرات النقل تدخل ضمن هذه الفئة إلا أنه من غير المتوقع أن تدخل في انهيار حلزوني حتى وإن كان غير متقصد، وبطبيعة الحال قد يتهاوى هيكلها إن حصل ذلك.

ولعل الطائرات الخفيفة ثنائية المحرك (twin airplanes) الحديثة تدخل ضمن فئة الطائرات ثقيلة الجناح من حيث توزيع الثقل. وهنا قد تثبت إجراءات معالجة الانهيار الحلزوني أقل أكاديمية. والنتيجة المؤثرة ترتبط بخفض دفة الرفع (down-elevator) التي تزداد أهميتها في إصلاح الانهيار، وتقلّل الحاجة إلى استخدام دفة الاتجاه المعاكسة (opposite rudder).

لقد أهملت هذه المعلومة، على الأقل في حالة واحدة، في تصميم طائرة خفيفة ثنائية المحرك (Abzug, 1977)، فقد صمّمت دفة الرفع في طائرة روكويل أير كوماندور (Rockwell Aero Commander) صغيرة وتنخفض إلى عشر درجات فقط. بالإضافة إلى ذلك فإن موقفات الروافع (elevator stops) موضوعة في منطقة القمرة (الكابنية)، وليس بالقرب من سطح التحكم. وهذه الحالة تسمح بتمدد سلك التحكم أثناء وضع الانهيار وفي السرع الجوية العالية ليختزل زاوية انخفاض الدفة إلى 3 درجات فقط، وهي بدون شك غير كافية لمعالجة الانهيار.

وهنالك تغيرٌ موازٍ في الأهمية يتعلق بتقنيات الطيار لمعالجة الانهيار الحلزوني، ويختص بالمعاكسة القصوى في الأحمال أو الأوزان الثقيلة على امتداد هيكل الطائرة.

في المقاتلات النفاثة الحديثة نحيلة الجناح تصبح دفة الدحرجة (ailerons) وسيلة التحكم الأساسية بالانهيار الحلزوني، يفرزها حرف دفة الاتجاه الاعتيادية بالاتجاه المعاكس لحركة الانهيار. وعندما كان أحد مؤلفي هذا الكتاب (Abzug) يرشد طيار اختبار حول الانهيار الحلزوني في طائرة دوغلاس سكاي راي (Douglas XF4D-1 Skyray)، بوقت أخذ فيه استخدام دفة الدحرجة في معالجة الانهيار يصبح معروفاً للمهندسين، ولم تكن الأشكال البيانية وجداول النفق الهوائي حول الموضوع تلفت انتباه الطيارين في غرفة استعدادهم للطيران في قاعدة أدواردز الجوية، أجابهُ الطيار وهو يمد عنقه تعجباً «نعم استخدام دفة الدحرجة مع الانهيار ستسبّب عزوم انعراج مضادة للانهيار بسبب الانعراج المعاكس. ويتوجب أن يكون الانعراج المعاكس (adverse yaw) كبيراً بسبب نسبة وجاهة (aspect ratio) الجناح المنخفضة» [وكانت قيمتها في هذه الطائرة 2.0 فقط]. لم يشأ أبزغ (Abzug) أن يواصل النقاش اعترافاً منه بأنه طالما استخدمت القيادات بشكل صحيح، فإن سوء الفهم سوف لا يشكل أهمية تذكر.

ومع أن استخدام دفات الدحرجة يُعَدُّ وسيلة علاج مقبولة لتعديل الانهيار في الطائرات ذات هياكل التحميل الثقيل، وأن التحكم بالقدرة الحديث يضمن سلامة تطبيق القيادات فإن تصليح الانهيار الحلزوني في هذه الطائرات يبقى أمراً يصعب السيطرة عليه كذلك، فإن أحمال الهيكل الثقيلة تجلب انهيارات اهتزازية (oscillatory spins) وحركات انحراف خشنة (wild departure motions) سيتم مناقشتها في انهيارات قائمة (erect spins) تدخل الطائرة فيها بوضع مقلوب (Inverted) وقد تشوش الطيار في تحديد اتجاه الدوران الحلزوني.

9 ـ 5 ـ 1 إصلاح الانهيار ذاتياً Automatic spin recovery

تقترح مشكلة إصلاح، أو استعادة، الطائرة من الانهيارات الاهتزازية عندما يكون الطيار في حالة تشوّش تام وعاجز عن تطبيق إجراءات التصحيح، استخدام وسيلة تحكم أوتوماتيكية مناسبة تنطلق بمجرد تمييز حالة الانهيار.

وتقترح التقنية المرشحة (Lee and Nagati, 2000) تطبيق تحكمات باتجاه حذف شعاع العزم الزاوي الكلّي للطائرة. ويقارب شعاع العزم الزاوي (angular momentum vector) عادة شعاع السرعة الزاوية، ويختلف عنه بسبب العزوم غير المتساوية، وحاصل ضرب العطالة حول محاور الجسم.

تتألف مقاربة لي ناغاتي من جزأين، الأول يتم فيه حساب شعاع العزم الزاوي عدة مرات في الثانية خلال الانهيار. ثم، وفي كل مرحلة، تحلّ مسألة تصغير الحالة (minimization problem)، لإيجاد زوايا سطح التحكم التي تحجم أثر الفعالية والجزء السالب المحسوب لشعاع عزم التحكم الأيروديناميكي. وعلى الرغم من أنه مفهوم لكنه غير أساسي في التصميم، إلا أن لي ـ ناغاتي استخدم في بحثة المنشور موسط (Parameter) مخطط تشخيص لنمذجة عزوم التحكم الإيروديناميكية المستخدمة في تشكيل شعاع التحكم. ومن الأمثلة المثيرة حول مقارنة قدرة السيطرة الأوتوماتيكية المتمثلة بهذه الطريقة، إجراء استعادة محسوبة من انهيار مستوى (flat spin) لطائرة غرومان/أميركان (Grumman/American AA-1B) التي استخدمت في الواقع براشوتاً للتخلص من الانهيار أثناء الطيران.

9 ـ 6 دور المشتقات الدورانية في معالجة الانهيار The role of rotary derivatives in spin

إن المشتقات الدورانية هذه هي مشتقات معاملات القوة والعزم مقارنةً بالسرعة الزاوية اللابعدية (dimentioless angular velocity) وتظهر المشتقات الدورانية في معادلات حركة الطائرة أثناء الطيران الطبيعي بلا انهيار، وكذلك في حالة الطيران الحلزوني (spinning flight).

عموماً، تكون المشتقات الدورانية في حالة السرعات الجوية المنخفضة نسبياً وفي السرعات الزاوية المرتفعة، أثناء الطيران الحلزوني (spinning)، أكثر أهمية من حالة الطيران غير الانهوائي (unstalled flight). ومن الناحية الفيزيائية تتكون اختلافات واسعة في الانسياب الموقعي لزاويا الهجوم، في أجزاء مختلفة من الطائرة، مع احتمال حصول انفصالات موقعية في الانسياب.

وبعبارة أخرى، تكون للمشتقات الدورانية عموماً أهمية ثانوية في بعض الحالات، منها محاكاة الطيران (simulation)، وفي تصميم قيادات التحكم للطيران الاعتيادي اللاانهوائي. فإن كان للطائرة نظامُ استقرارٍ متزايد يقود سطوح التحكم إلى توفير تخميد صنعي، فإن التخميد الصنعي، وهذه حقيقة أهم، يزيل المشتقات الدورانية التي يتوجب تطوير تقنيات تحليل وقياس خاصة بها من دراسات الانهيار الحلزوني.

لقد شهدت بداية الخمسينيات اندفاعاً نحو المحاكاة الكمبيوترية الترابط العطالي (inertial coupling) بدرجات حرية (5 أو 6)، كما تمّ وصفه في الفصل الثامن، المرسوم «اكتشاف الترابط العطالي». والمثير أن بعض المحققين أنفسهم، مثل سيسيل (Cecil V. Carter) ووايكز (John H. Wykes)، وسيلنيكر (Leo Celniker)، الذين ساعدوا على تحقيق الترابط العطالي بالمحاكاة (simulation)، انتقلوا إلى محاكاة الانهيار باستخدام الكمبيوترات التماثلية أو الرقمية. وكان الحافز موجوداً لأن خواص تحميل الطائرة ذاته الذي يقود إلى الترابط العطالي يقود أيضاً إلى تدويمات ما بعد الانهواء (post-stall gyrations) والانحرافات (departures) التي لا تُسهل دراستها في أنفاق الانهيار الحلزوني الحر الهوائية.

والمشكلة أن هذه الفترة تزامنت مع توقف اختبارت الموازن الدوار (rotary balance testing) في NACA. ولقد حدثت هذه الاختبارات بعدئذٍ في خمسينيات القرن الماضي، إلا أنها لم تستخدم في الدراسات التحليلية إلا بعد مضي عدة سنوات. لذلك، فإن نتائج الانهيار بالكمبيوتر التي أعلن عنها في ندوة سنة 1957 لمركز رايت للتطوير الجوي (Westbrook and Doetsch, 1957) لم تستفد من بيانات الموازن الدوار الحالية، وبذلك حصدت بعض الانتقادات بسبب استخدام مشتقات دورانية غير مناسبة، من قبل اختصاصين بارعين مثل الدكتور ارفينع ستاتلر، وورونالد سوهن (Dr. Irving C. Statler and Ronald F. Sohn).

9 ـ 7 الموازنات الدوارة وحركة الانهيار المستقر Rotary Balances and the Steady Spin

صمّمت الموازنات الدوّارة لاستخراج المشتقات الدورانية من اختبارات النفق الهوائي. يمسك النموذج نمطياً بزاوية معيّنة ليتعرض إلى الهواء أثناء الدورات بزوايا هجوم وانزلاق جانبي ثابتة، ويتم تدويره بواسطة موتور كهربائي بمعدل ثابت أيضاً (الشكل 9-6). ويتم قياس القوى المتحدة للديناميك الهوائي، والجاذبية، والعطالة بالإضافة إلى العزوم بواسطة ست وحدات من موازين داخلية. ويستحصل على القوى الإيرودينياميكية المطلوبة والعزوم من خلال طرح بقية المكونات للحصول على الوزن المعادل (tare).

تسمى اختبارات التوازن الدوراني (rotary balance tests) التي تبقى فيها

زاويا الهجوم والانزلاق الجانبي ثابتة باختبارات التمخرط[*] (coning tests). يكون فيها محور الدوران مصطفاً (aligned) مع محور الانهيار الحلزوني (محور الدوران حول شعاع سرعة الطائرة) مع اتجاه انسياب الهواء في النفق.

مع قياسات ريلف ولافندر (E. F. Relf and T. Lavender) التي أجرياها في عامي 1922 و1925 في بريطانيا تقدمت اختبارات الموازن الدوار في الحقيقة اختبارات أنفاق الانهيار الحر (free spinning tunnel). وقد وصفت مقالة مبكرة لهما (Relf and Lavender, 1918) بعض اختباراتهما الأولى على الأجنحة ذاتية الدوران (autorotating wings). والجناح ذاتي الدوران هو جناح سالب التخميد في الدوران الدحرجي (roll) وبزوايا هجوم ما بعد الانهواء. ويوفر الدوران الذاتي (autorotation) عزم دفع أو سوق (propelling moment) أثناء الانهيار.

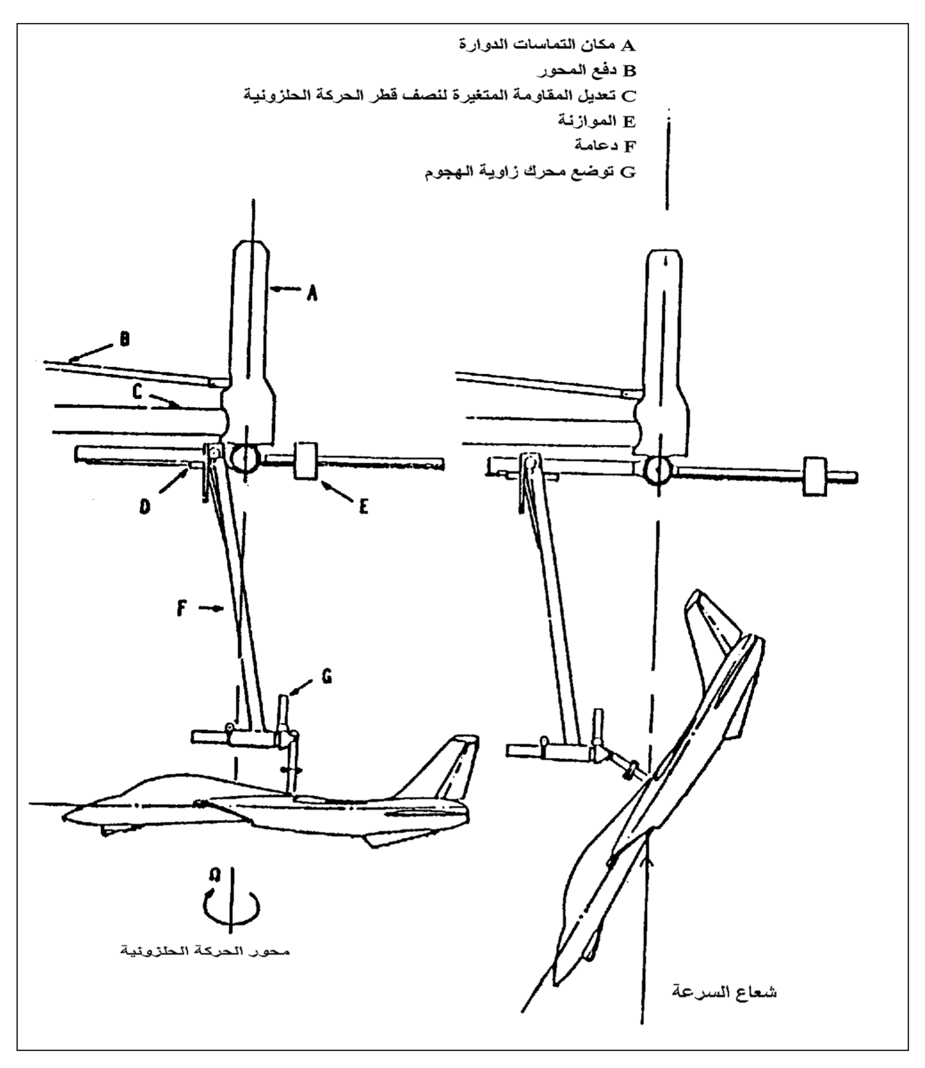
لقد كان الاستخدام الرئيسي لاختبار الموازن الدوار ولغاية حلول الطائرة النفاثة والانهواء الاهتزازي يصب في إيجاد أنمطة الانهواء الوئيد في الطائرة. ولا سيما في معرفة ما إذا كان الانهواء عميقاً (steep spin)، أو يمكن معالجته بسهولة، أو سريعاً ومستوياً مع صعوبة في الاسترداد والمعالجة؟ ولقد أنجز عمل الموازن الدوار الرائد من قبل ألوُرك (P. H. Allwork) باستخدام النفق الهوائي NPL (6 أقدام) في بريطانيا، وميلارد بامبر (Millard Bamber) وجارلس زمرمان (Charles Zimmerman) باستخدام نفق الهواء العمودي (5 أقدام) في NACA.

مع تبسيط الافتراضات، تختصر معادلات القوى الثلاث من معادلات حركة الطائرة بست درجات حرية إلى معادلتين فقط، التي لا تكون آنية (simultaneous) مع معادلات العزوم الثلاثة. وتحت شروط ثابتة مستقرة (steady conditions) تتساقط التسارعات الزاوية، وتحل المعطيات الإيروديناميكة الناتجة من اختبارات الحركة المخروطية (التمخرط) للموازن الدوار.

لقد أُرسيت جوانب تحليل الانهواء المتوازن (equilibrium spin analysis) في تقرير شهير نشر عام 1926 بواسطة غاتيز وبراينت (Sidney B. Gates and L.W. Bryant) الذي كان متقدماً على عصرة بصورة واضحة. هذا وإن التفسير

(*) اختبارت التمخرط أو الحركة المخروطية هي اختبارت الموازن الدوار عند زاوية هجوم مقدارها 90 درجة.

المتطور لميكانيكية حل الانهواء المتوازن موضح بتقرير وليام بيهرل الابن (William Bihrle Jr.) في البند 9-1 من تقرير الاستشارية AGARD رقم 265 وبتأريخ 1990.



الشكل 9 ـ 6 جهاز الموازن الدوار لنفق الحركة الحلزونية الحالي العائد إلى مركز بحوث لانغلي في وكالة الناسا. يقع المحرك الكهربائي الذي يحرك النموذج حلزونياً خارج النفق. إلى اليسار، توجيه النموذج في انهيار حلزوني مستوٍ؛ إلى اليمين حركة حلزونية عادية. يعتقد بأن هذا هو الموازِن الدوار الوحيد الحالي المستعمل في لانغلي (بداية التسعينات). (من: Bihrle and Chambers, AGARD AR 265, 1990).

9 ـ 8 الموازنات الدوارة والانهواء غير المستقر Rotary Balances and the Unsteady Spin

إن البيانات المستحصلة من اختبارات الحركة المخروطية للموازن الدوار (coning rotary balance tests) لأغراض المحاكاة الكمبيوترية الخاصة بالانهيار الحلزوني غير المستقر، والانهيار الاستهلالي (incipient spin) والحالات الشبيهة بالانهيار، والمسماة إجمالاً بتدويم وانحراف ما بعد الانهيار، تكون مساعدة ولكنها ليست كافية. ولهذا الحد تم التعرف إلى ثلاثة تقاربات لبناء قواعد البيانات الإيروديناميكية الخاصة بحساب حركات الانهيار الحلزوني غير المستقر، وهي:

1. اختبارات الحركة المخروطية الاهتزازية للموازن الدوار التي يكون محور الدوران غير مصطف مع انسياب النفق (tunnel flow) مما يُوْجِدُ تغييراً دورياً في زوايا الهجوم والانزلاق الجانبي.

2. بيانات مدمجة للحركة المخروطية للموازن الدوار أو الحركة المخروطية الاهتزازية مع بيانات الاختبار الاهتزازية المقسورة (forced oscillation tests).

3. اختبارات الموازِن الدوار بمحورين أو بحركة مدارية.

وكمثال من الفئة الأولى، رافعة الموازن الدوار في أونيرا، فرنسا (ONERA-IMFL) للنفق العمودي (طول 4 أمتار) الذي يمكن توضيبُه لتنفيذ اختبارات الحركة المخروطية الاهتزازية. وبوجود آلية التحكم عن بعد يمكن حَرف محور الحركة الحلزونية عن اتجاه الريح في النفق بزاوية تصل إلى 20 درجة، وهذا يجعل، بالتأكيد، زوايا الهجوم والانزلاق الجانبي تتغير دورياً بدلاً من أن تكون ثابتة.

تُظهر نتائج قراءات التوازن المتكررة الحلزونية الاهتزازية توافقاً مع الانسياب المتباطئ (flow hysteresis). وتشكل تغيّرات معامل القوة الاعتيادية (normal force coefficient) مع زاوية هجوم ما بعد الانهيار لجناح مثلث ـ دلتا ـ حلقة تباطؤ مثالية (tristrant and Renier, 1985). وهذا يعني أن معامل القوة عند زاوية هجوم معينة تختلف خلال تزايد زاوية الهجوم أكثر من اختلافها عند تناقص الزاوية. وتتقلص حلقة التباطؤ إلى منحنى الرفع الطبيعي الخاص

بالحركة المخروطية الاهتزازية إلى ما دون زاوية هجوم الانهيار.

في الفئة الثانية، يحصل الجمع بين بيانات الحركة المخروطة للموازن الدوار مع بيانات الاختبارات الحركة الاهتزازية المقسورة. وقد شغلت هذه الحالة المتحدية عدداً من الباحثين والمحققين. وقد افترض الفيزيائيان النظريان المشهوران ميريه توباك وشيف (Murray Tobak and L.B. Schiff) من مركز بحوث أميس في وكلة NASA مجموعة من الإحداثيات الإيروديناميكية التي تتوافق مع بيانات الموازنات الدوارة (Tobak and Schiff, 1976).

وقد تم استبدال زاوية الهجوم الطبيعية لمحور الجسم α بزاوية الهجوم الكلية σ وفق المحور الطولي لشعاع السرعة. وتُعرف زاوية الانزلاق الجانبي من خلال زاوية دحرجة (roll angle) الطائرة قياساً إلى الطائرة التي تكون فيها σ مُقاسة. ويتم توسيع معاملات العزم والقوة في سلسلة يحدد فيها كل حدٍّ بِسمَة من سمات الحركة المخروطية للموازِن الدوار أو حركة الاهتزاز المقسور الطبيعية.

ولقد وضع مخطط مشابه من قبل جوري كالفيستي (Juri Kalvist) عام 1978 لدى شركة نورثروب للطيران، ومن قبل بايرز (Martin E. Byers) في عام 1995 في كندا. أسقط كالفيستي شعاع السرعة الزاوية الكلي للطائرة على محور الحركة المخروطية، والذي أخذت منه بيانات الموازِن الدوار، وكذلك لمحاور الجسم الثلاثة، التي تتيح بيانات الحركة الاهتزازية أو المقاربات القياسية. هذا وتستخدم خوارزمية خاصة لتخفيض عدد العناصر من أربعة إلى ثلاثة. وتختار الخوارزمية العناصر التي تكون زواياها قريبة من شعاع السرعة الزاويّة الكلي. وهذا مقصود لتجنب استخدام البيانات الإيروديناميكية المشكلة من خلال اختلافات أرقام كبيرة.

في الفئة الثالثة من تكوين قاعدة البيانات للمحاكاة الكمبيوترية الخاصة بالحركات الحلزونية للانهيار غير المستقر فإن استخدام الموازن الدوار ذي المحورين أو ذي الحركة المدارية، كانا مجرد فكرة إلى وقت كتابة هذا التقرير.

في اختبار الموازن الدوار بحركة مدارية، تكون الحركات المخروطية

متراكبة (superimposed) على حركتي الرفع الدائرية (circular pitching) والانعراج (yawing) بسرعات مختلفة، وينتج هذا اضطرابات في زاويتي الهجوم والانزلاق الجانبي بمقياس صغير حول القيم المتوسطة الثابتة لزاويتي الهجوم والانزلاق في الانسياب الدوراني (rotary flow). وتبدو الصعوبات العملية هنا أموراً لا بدّ منها، إلا أن آلات الموازن الدوار ذي المحورين يجب أن تكون صغيرة بما يكفي لنصبها في داخل النفق، وأن يكون لها صلابة أيضاً.

9 ـ 9 طرق تقدير عوامل حركات الانهيار Parameter Estimation Methodes for Spins

يمكن تجنب استخدام الموازنات الدوارة للتعقيد المتزايد في قياس القوى والعزوم الإيروديناميكية أثناء الانهيار الحلزونية، لا سيما إذا كان ممكناً استنتاج القوى والعزوم مباشرة من نموذج الانهيار الحر أو من اختبارات الطائرة. وقد أُبلغ عن مقاربتين واعدتين لهذا التطبيق وذلك لتقدير عوامل (موسطات) الانهيار.

وَسّعت المقاربة الأولى (Fremaux, 1995) من توازن غيت ـ بريانت (Gate-Bryant Equilibrium) أو تحليل الحالة الثابتة للانهيار لتضمن تعبيرات عدم توازن التسارع الزاوي °q؛ °p و°r وتعبير التسارع الدوراني °Ω. وتتغير العزوم الإيروديناميكية الاهتزازية والمحسوبة بهذه الطريقة مع الزمن إذا كان الانهيار من النوع الاهتزازي. كما وتهتز العزوم الاهتزازية المحسوبة حول قيم غيت ـ بريانت، التي يمكن قياسها بشكل مستقل على الموازِن الدوار. هذا وتتطلب هذه الطريقة من الفاحص أن يسجّل الحركات الزاويّة السريعة خلال الانهيار، وقد أصبح هذا الأمر ممكناً الآن نتيجة تطور التقنيات (data acquisition technique) الحديثة للحصول على المعطيات.

ويبدو أن المقاربة الثانية في تقدير عوامل الانهيار (Jaramillo and Nagati, 1995) وقد استلهمت من طرائق العناصر ـ المحددة (finite - element methods) المستخدمة في التحاليل البنيوية وتتم باستحداث مجموعة من نقاط التحكم ليتم ترابط معاملات القوة الإيروديناميكية عند هذه النقاط مع زوايا الهجوم والانزلاق الجانبي المحلية خلال حركات الانهيار الحلزوني.

إن معاملات هذه القوى أو العزوم هي في الواقع معاملات تأثير (influence coefficients). ويتم إيجاد معاملات التأثير من خلال تصغير (minimize) دالات الكلفة المُؤسَسة على أخطاء بين تسارعات للطائرة المقيسة وتلك المحسوبة باستعمال القوى والعزوم المشتقة من معاملات التأثير (influence coefficients). وبمجرد العثور على معاملات التأثير اللابعدي (dimentionless influence coefficients)، يصبح للطريقة قدرة تخمينية والنسخة المحسنة من الطريقة الأصلية (Lee and Nagati, 1999) تختزل رقم المعاملات (الموسطات) المجهولة لتكون قابلة للحل باستخدام بيانات اختبار النفق الهوائي السكوني.

9 ـ 10 مثال الطائرة غرومان/ أميريكان Grumman/American AA-1B

إن الطائرة غرومان/ أميريكان يانكي AA-1B، ونسخة التدريب Tr-2، والنوع تايغر (Tiger) المحسن ذات الأربعة مقاعد، هي تصاميم ذكية لطائرات رشيقة، وتعبّر عن تصاميم مبدعة للطائرة الشخصية. وبمقارنتها بمعظم الطائرات من نفس النوع، التي بُنيت بهياكل معدنية مبرشمة (riveted metal structure). إن إلصاق أو ربط المعدن بالمعدن في هذه الطائرات يحذف الكبح (drag) الذي تسببه البراشيم وتموجات السطح، ونقاط تركز الإجهاد الشائعة في الهياكل المبرشمة.

إن أكثر من 2000 طائرة نوع AA-1B قد تم بناؤها تحت عدة مسميات، مع ذلك كان لهذه الطائرة سجل حزين من حوادث التحطم لعدم قدرتها على معالجة الانهيار الحلزوني.

للطائرة AA-B1 نمط من الانهيار المستوي الذي يؤدي إلى اصطدام شديد التأثير مع بقاء هيكل الطائرة مستوياً؛ وهو نمط من الحوادث أسفر عن إصابة تلاميذ متدربين ومدربيهم بالشلل النصفي.

يُشير الرسم التخطيطي ثلاثي الأوضاع للطائرة إلى أن معايير NACA الخاصة بتصليح الانهيار الحلزوني قد أهملت تماماً في التصميم الأصلي. فقد ركب الذنب الأفقي منخفضاً في هيكل الطائرة ليوفر نسبة تخميد ضعيفة على الذنب، أو ما يسمى TDR (الشكل 9-7). بحسب NACA إن هذا الترابط من شأنه أن يعزز زاوية هجوم مرتفعة، أو انهياراً مستوياً. ويبدو من الشكل أيضاً

عدم وجود مساحة غير محمية من دفة الاتجاه (unshielded rudder area)، وفق العامل NACA URVC.

هذا وقد تم الاعتراف، في عام 1975، بالخواص الضعيفة لنسخة الطائرة AA-1B في معالجة تصليح الانهيار الحلزوني، وثبت ذلك في دليل المالك (owner's manual)، وفي كل من أبواب إجراءات التشغيل وأقسام محددات التشغيل، وتحت عنوان (SPINS are PROHIBITED) أو «الانهيار الحلزوني ممنوع».

ويتبع هذا التحذير بإجراء لتصليح، في حالة حصول انهيار غفولي (Inadvertent) غير مقصود، مُستهل بالملاحظة:

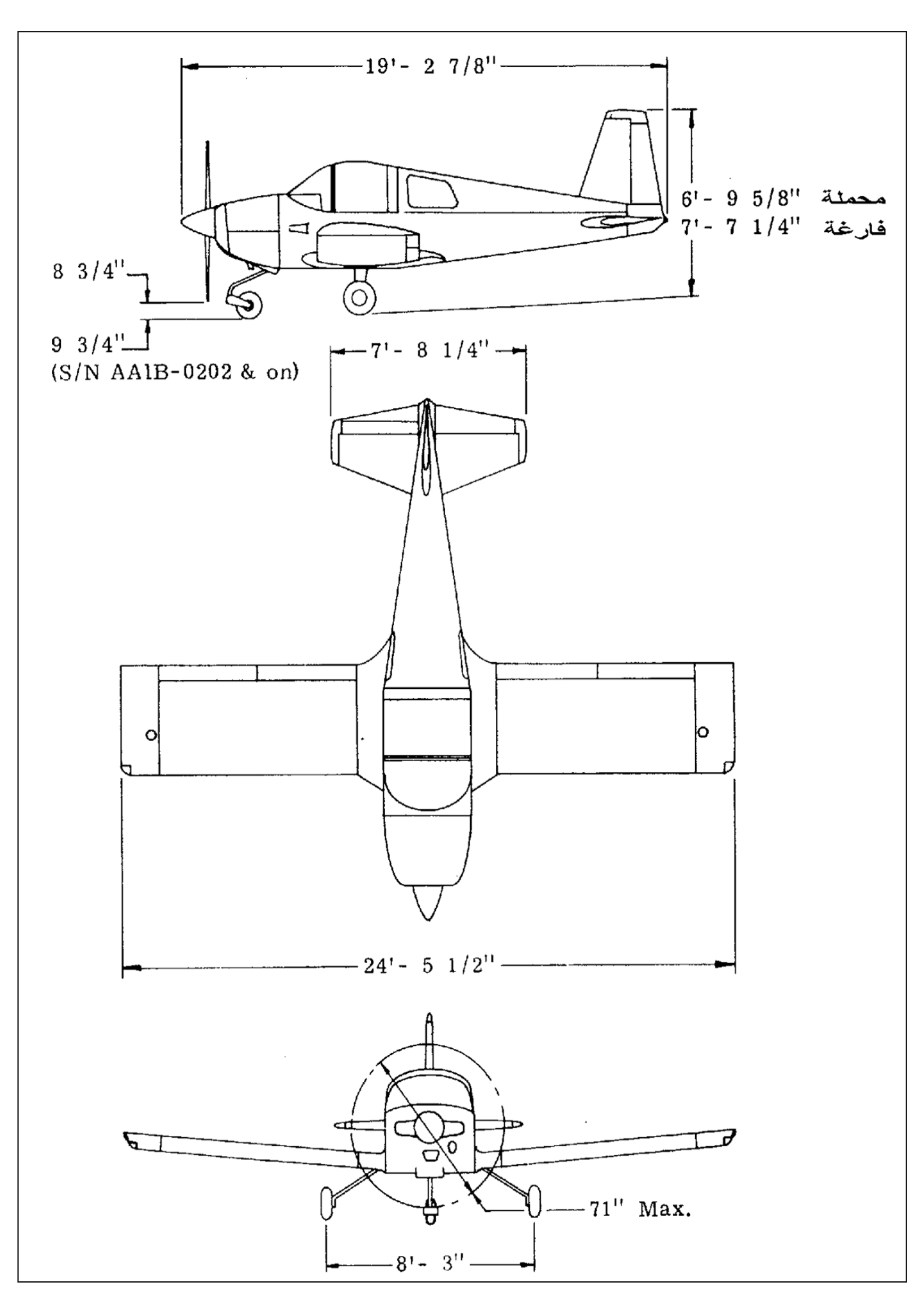
> **إذا لم تطبق تحكمات المعالجة** (recovery) **بشكل فوري في الدوران الأول، فسيتطلب الأمر أكثر من دورة إضافية للتصليح والاستعادة، وللحصول على استعادة سريعة طبق التحكمات المعاكسة للانهيار** (anti-spin controls) **بمجرد ابتداء الانهيار وقبل انتهاء الدورة الأولى.**

واحتوت نسخة لاحقة من دليل المالك كلمات تعكس الخبرة الحقيقية لاختبار الطيران في وكالة الناسا:

> **هنالك دليل يشير إلى أن السماح للطائرة أن تتجاوز دورة واحدة بدون الأخذ بإجراءات الاستعادة الملائمة يمكن أن يفاقم طور الانهيار مما يجعل الاستعادة غير ممكنة.**

ولتوضيح هذه النقطة، نشرت مجلة *Aviation Consumer* في عدد 1/ 15 كانون الأول/ ديسمبر 1990 تقريراً عن طيار الاختبار الأميركي بوب هوميل (Bob Hommel) الذي اضطر إلى القفز بالمظلة ومغادرة الطائرة AA-1B المُعَدّلة بعد أن فشلت في الاستجابة خلال اختبار انهيار (spin test). وقد قيل إن الطائرة أكملت مئة دورة قبل ارتطامها بالأرض. ليس من سبب للاعتقاد أن الطائرة AA-1B هي الوحيدة التي تعاني مشاكل إصلاح الانهيار الذي يمتد إلى أكثر من دورة، فقد كتب جيمس بومان (James S. Bowman. Jr.) ما يلي:

> **أرى أنه من الهام ذكره أن جميع أصناف الطائرات العادية التي اختبرت لدورة انهيار واحدة** (one-turn spins) **فقط، فإن التصليح يمكن أن يكون بطيئاً أو منعدماً بالمرة.**



الشكل 9 ـ 7 الطائرة غرومان ـ أميريكان AA-1B، معروفة بعدم قدرتها على استرداد الحركات الحلزونية. يوجد جزء قليل من السطح الجانبي لهيكل جسم الطائرة تحت الذنب الأفقي، الضروري لتخميد الحركة الحلزونية وفق معيار TDR وكالة الناسا. كما يوجد سطح من دفة الاتجاه غير محمية فوق الذنب الأفقي (من دليل مالك الطائرة AA-1B).

9 ـ 11 خصام مع الماضي The Break With the Past

في عام 1947 وقفت متطلبات تصميم ذنب الـ NACA، للحصول على إصلاح مُرْضٍ للانهيار الحلزوني، بدون منازع تقريباً ولغاية القيام بسلسلة اختبارات نفق الانهيار في وكالة الناسا، وبعض التجارب التي أجرتها شركة سيسنا في نهاية السبعينيات من القرن الماضي.

ولقد سوّغ اندفاع هذه الجهات تجربة الطائرة غرومان/ أميريكان AA-1B، فبدأت وكالة الناسا بمراجعة واسعة النطاق على إصلاح الانهيار في الطائرات الخفيفة عموماً، وبادر فيليبس (W. H. Phillips) بفتح حساب لجوزيف تشامبيرس (Joseph R. Chambers) للمباشرة بهذا المشروع الذي ابتدأ باختبار مجموعة من أربع طائرات هي: سيسنا 172 سكايهوك (Cessna 172 Skyhawk)، وبيتش C23 سندونر (Beech C23 Sundowner)، وبايبر أرو PA-28R، (Piper Arrow PA-28R) ذات الذنب T التي لم تكن قيد الانتاج، بالإضافة إلى AA-1B يانكي المحسنة.

ولقد أظهرت نتائج المراجعة الأولية ابتعاداً متميزاً من عمل NACA الماضي والخاص بمعيار تصميم الذنب TDPF (لعام 1947). ومن ثم اختبرت تسعة أشكال للذنب المصمم على طراز الطائرة يانكي، في نفق لانغلي (20 قدم) للانهيار الحلزوني. وقد ضُمّن أن ستة من هذه الأشكال تملك مميزات مقبولة لاصلاح الانهيار وفق المعيار TDPF (1947)، في حين أفرزت نتائج الاختبار أربعة منها فقط (Burk, Bowman, and White, 19977).

ونتيجة لذلك أوجز المحققون ما يلي:

> **تأسيساً على نتائج الدراسة الحالية، لا يمكن استعمال تصميم الذنب في الطائرات، التي تستخدم عامل التخميد TDPF كموسط** (parameter)**، في تخمين خواص إصلاح الانهيار الحلزوني.**

ووفقاً لبيرك بومان ووايت (Burk, Bowman and White)، كان القصد من TDPF تقديم خدمة على أنه دليل محافظ لتصميم الذنب، وليس كمعيار. وبعد أن حلّت القطيعة مع حصيلة الثلاثين عاماً من ممارسة تصاميم الاستقرار والتحكم، خُففّت حدّة التصريح في البيان بكلمات تلت ما ذكر أعلاه، وكما يلي:

ومع أنه، لا تزال هنالك مبادئ معينة في المعيار صالحة، وسيتم أخذها بعين الاعتبار عند تصميم هيئة ذنب يقاوم الانهيار الحلزوني ويسهل عملية إصلاحه، إلا أنه من المهم توفير أكبر قدر ممكن من التخميد إلى الانهيار (المساحة تحت الذنب الأفقي)، ومن المهم بشكل خاص تعريض أكبر مساحة في دفة التوجيه خلال وضع الانهيار (معامل حجم عدم تعرض الذنب (URVC) لتأمين عزم كبير معاكس لاتجاه الحركة الحلزونية لتفعيل الإصلاح.

هذا، وتكمن الدفعة الحقيقة في مراجعة NASA، التي أجرتها في السبعينيات، في التحقيق في العوامل الخاصة بإصلاح الانهيار في الطائرات الخفيفة عموماً، عدا تلك الخاصة بتصميم الذنب فقط.

وجدت NASA، والمحققون المعتمدون، ومنهم: بول ستوه (Paul Stough III) ووليام بيهرل (William Bihrle, Jr.)، وجيمس باتون (James M. Patton, Jr.)، وستيفن سلوا (Steven M. Silwa)، وجوزيف شامبرز (Joseph Chambers)، وبيلي بارنهارت (Billy Barnhart)، بأن الجناح ومواصفات تصميم هيكل الطائرة الخلفي، أثرت في النتائج بطرائق لا يمكن إهمالها. فوفقاً لجيبسون (C-Gibson) إن اختبارت الانهيار البريطانية في ثلاثينيات القرن الماضي كانت قد كشفت أهمية تصميم الجزء الخلفي من هيكل الطائرة.

لم تكن الأدلة الخاصة بتفاصيل هيكل الطائرة الخلفي واضحة تماماً، لأنها كانت مرتبطة تماماً بتأثيرات الحجم (scale effects)، أو ما يسمى بعدد رينولدز (Reynold's number).

وتظهر القوى الجانبية المساهمة في عملية التخميد، ومنها المقطع العرضي للهيكل الذي يكون مربعاً أو مستطيلاً، حساسية خاصة لعدد رينولدز. وعليه، فإن النتائج المستحصلة من اختبارات نماذج انهيار صغيرة الحجم، تنهار حلزونياً بشكل مستوٍ، وكذلك من الانهيار الحلزوني غير القابل للإصلاح بسبب النهاية المسطحة للجزء الخلفي من هيكل الطائرة، يجب أخذها بعين الاعتبار بشكل مبدئي متردد ومؤقت فقط (Beaurain, 1977). من ناحية أخرى فإن اكتشافات وكالة NASA الأخيرة والخاصة بتأثير تصميم الجناح على الانهيار كانت مهمة وحاسمة، كما سيتم تفصيله في الجزء القادم.

بعد أن رأى خبراء في وكالة ناسا (NASA) القيام بقطيعة حاسمة مع الماضي، ممثلة بمعيار تصميم ذنب NACA لسنتي 1946 و1947، فما هي النصيحة يا تُرى التي يمكن توجيهها إلى مصممي طائرات الطيران العام؟

ولا تعتقد المشاريع العسكرية المموّلة جيداً أن هنالك مشكلة، لاسيما وأن تقانات اختبارات الانهيار الحديثة، كما في حالة اختبارت نماذج الإسقاط (drop الحر، models) والموازن الدوار التي اقترحتها NASA ولا تزال متوفرة لديها، واختبارات الموازن الدوار التي كانت NASA توصي بها لتكون جاهزة. لكن الاهتمام والقلق كان مع مصممي الطائرات الخفيفة الذين فقدوا هداهم، إذا جاز التعبير عندما قررت NASA التخلي عن معيار TDPF في التصميم.

ولعل الاتجاه المعقول الذي ينبغي على مصممي الطائرات الخفيفة (الجديدة) ممن ليس لديهم موازنة مالية كبيرة لاختبار نموذج الانهيار، اتخاذ ما يلي:

1. اتّبع معيار TDPF لعام 1947. المبرر أن المعيار يتعامل مع تفاصيل التصميم الصحيحة، حتى وإن كانت القيم الرقمية غير صحيحة في بعض الحالات، بسبب تأثير المُوسِطات والعوامل الأخرى.

2. تجنّب التفاصيل التصميمية التي قد تتورط في الانهيار المستوي غير القابل للإصلاح، ومنها بطن هيكل الطائرة الخلفي المسطح والأجنحة ذات الحافات الأمامية المنحنية على امتداد طول الجناح (full span leading edge droop).

3. تصميم أغطية الأجنحة بطريقة تجعلها قادرة على احتواء أثر الحافة الأمامية للجناح المنحنية (drooped leading edge)، إذا ظهرت مشاكل الانهيار أثناء اختبار الطيران (flight test).

4. التحقق مع NASA بشأن إمكانية القيام باختبارات الانهيار في النفق أو بالموازِن الدوار، أو بالإسقاط الحر للنموذج، بالنسبة إلى التصميم الجديد. وبمقدور NASA أن تأخذ بالاعتبار إجراء هذه الاختبارات إذا كان للنتائج أهمية علمية، أو تستكشف أرضية معرفية جديدة.

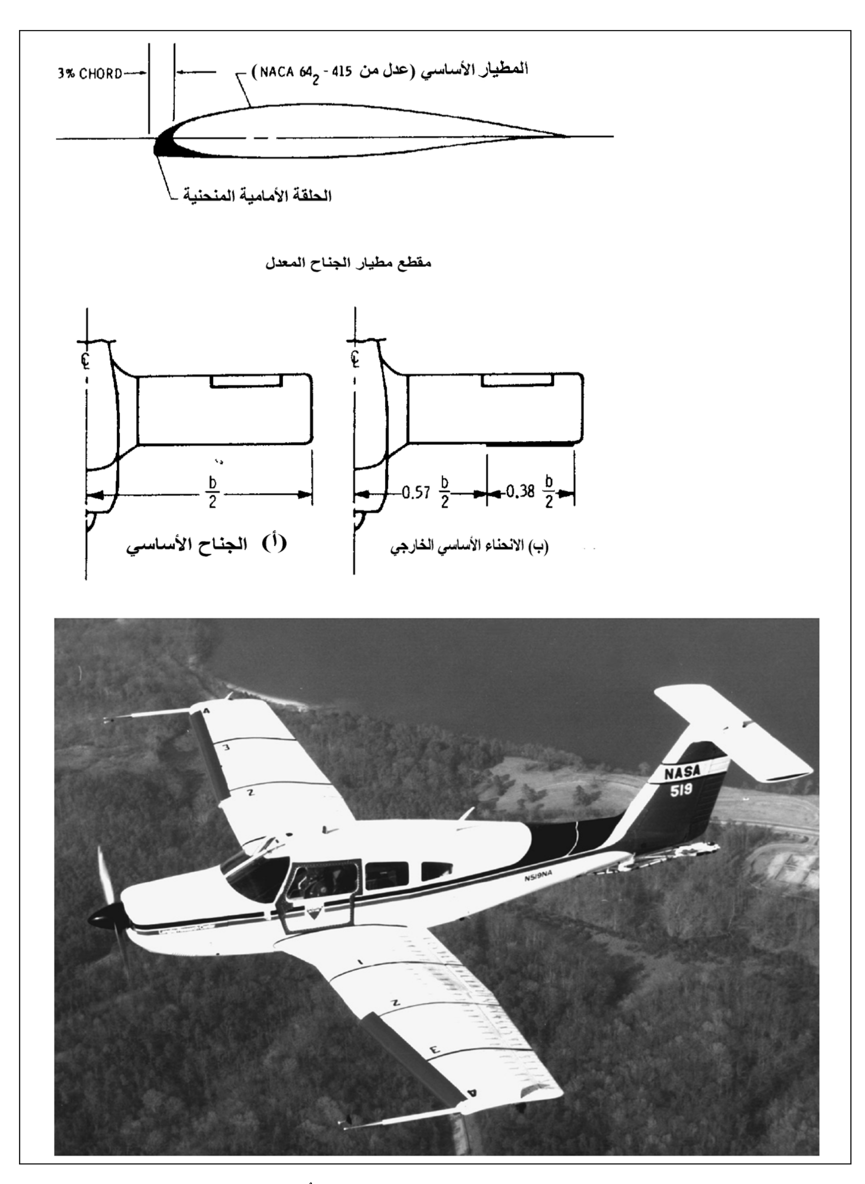
9 ـ 12 تأثيرات تصميم الجناح في الدخول بالانهيار، وإصلاحه Effect of Wing Design on Spin Entry and Recovery

لم تُنجَز في الحقيقة ترتيبات تعديل الذنب في طائرة اليانكي بصورة كاملة، فقد وُجِّهت وكالة NASA انتباهها إلى الغطاء الخارجي للجناح (wing outer panil) وتعديله. وفيما هي تقوم بذلك، أعيد فتح خط بحث جديد كانت NASA قد اتبعته من قبل على يد باحثين متعددي الاختصاصات هما فريد ويك (Fred E. Weick)، وكارل وينزينغر (Carl J. Wenzinger)، في ثلاثينيات القرن الماضي.

بالإضافة إليهما، هنالك أبحاث أجراها كروغر (R. A. Kroeger) من جامعة ميتشيغان، وفيستيل (T. W. Feistel) من مركز أبحاث آيمس (Ames) التابع لوكالة NASA، في عام 1975، طور فيها مفهوم تجزئة الحافة الأمامية للجناح، أو جعلها غير مستمرة، للتحكم في تفاقم الانهيار واختزال الفقد في تخامد الدحرجة عند الانهيار.

إن هذا النوع من الحافة الأمامية للجناح كان قد شوهد سابقاً في طائرة الفانتوم (McDonnel F-4 Phantom II).

إن أفضل امتدادات الحافة الأمامية للجناح التي اختبرتها NASA في طائرات الطيران العام (general aviation airplanes) لها امتدادات حادة غير مستمرة هي الأخرى في نهاياتها الداخلية (inboard discontinuiety) (الشكل 9-8). ويبدو أن الأجزاء غير المستمرة والحادة تكوّن دوامات (vortices) تبطئ انتشار انهيار الجناح بسبب لوحات أغطية الجناح.

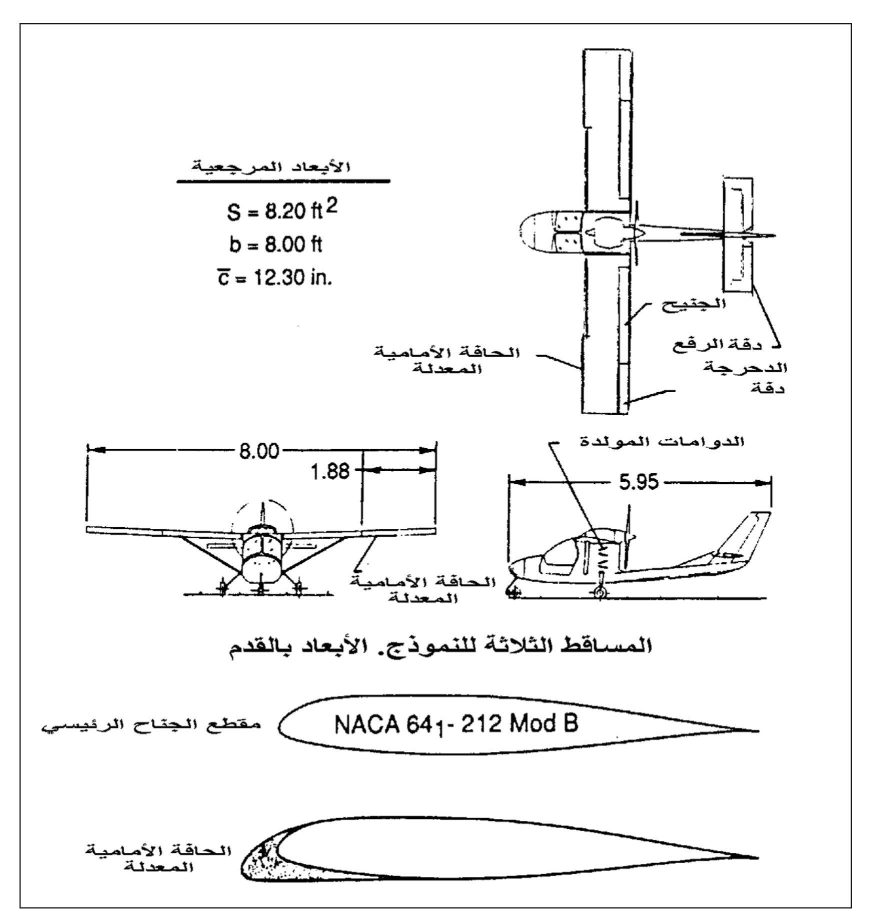


الشكل 9 ـ 8 امتدادات الحافة الأمامية لتقاطعات الجناح المُختبرة من قبل وكالة الناسا على الطائرة المعدلة يانكي AA-1B غرومان/ أميريكان (أعلى) وعلى الطائرة المعدلة بيبر السهم PA-28R (أسفل) (من: DiCarlo AIAA Paper 80-1843 and *Jane's All the World's Aircraft* (1987-1988)).

ويبدو أن لكلّ تركيب موجود على الجناح مكاناً أمثل لتحقيق عدم استمرار امتداد الانحناء في الحافة الأمامية للجناح (droop discontinuity) وذلك لإبطاء

الدخول في الانهيار وتحسين معالجته وإصلاحه. وكان الانحناء المتصل للحافة الأمامية للجناح في طائرة يانكي حالة تسبب الدخول السهل للانهيار المسطح، بالوقت الذي لم نشاهد مثل هذه الحالة سابقاً.

من ناحية أخرى يوفر تعديل أنحناء الحافة الأمامية للجناح إلى الخارج (outboard droop) مقاومة جيدة للانهيار، وخواص معالجة وإصلاح في عدد من الطائرات مثل اليانكي المعدلة AA-1B والبايبر المعدلة (Piper T-Tail Arrow)، وطائرة تدريب مؤسسة الطيران ديفور (Devore Aviation Corporation Trainer)، وهي طائرة خفيفة جداً مزودة برفاس دافع (pusher) وليس ساحباً (الشكل 9-9).



الشكل 9 ـ 9 اختبار الحافة الأمامية المتدلية للجناح في وكالة الناسا على نموذج بمقياس 1/ 4 لمؤسسة الطيران دي فور. يحذف التعديل بصورة مفاجئة، انطلاق الدحرجة غير المتحكم به عند الانهيار (من: Yip, Ross, and Robelen, *Journal of Aircraft*, 1992).

9 ـ 13 الهبطة في النماذج المُسيّرة بالراديو Drop and Radio-Controlled Model Testing

من العيوب الواضحة في اختبارات نماذج الأنهيار الحر في الأنفاق الهوائية أن رمي النموذج داخل النفق بطريقة رمي القرص الهوائي (فرزبي) يحول دون تمثيل الواقع الحقيقي لإدخالات الانهواء والانهيار الحلزوني ودراستهما. أيضاً، فإن كلاًّ من حجم النموذج وعدد رينولدز يكون محدداً بحجم فضاء النفق، وقد وجد حل جزئي لمشاكل الأنفاق الهوائية الخاصة بنماذج الانهيار الحر باستخدام نماذج إسقاط (drop models) أو النماذج المسيّرة بالراديو (radio controlled models). ولأسباب بحثية جربت NASA إسقاط نماذج من طائرات هليكوبتر وطائرات أخرى، واعتمدت نماذج مصغرة بنسب معينة، ولكنها شبيهة إيروديناميكياً بالطائرة الحقيقية (scale models) (هي شبيهة بتلك التي يطيّرها الهواة). ومن هذه النماذج المسيّرة نموذج مصغر بنسبة 1:12 من طائرة مقاتلة، يزن حوالى 300 باوند، ونموذج إسقاط حر من هليكوبتر اختبرهما في مختبر لانغلي جارلس ليبي (Charles E. Libbey). وقد استمرت NASA باختبار هذين النوعين من النماذج في موقع اختبار تلم تري (Tlem Tree)، القريب من بوكوسون، فيرجينيا.

9 ـ 14 اختبار الانهيار الحلزوني بالنموذج المسيّر بالراديو Remotely Piloted Spin Model Testing

ولعل أقرب ما يمكن للمرء أن يحصل عليه في اختبار حالتي الانهواء والانهيار في أشكال وهيئات الطائرات الجديدة، وقبل تطبيقه على الطائرة الحقيقية نفسها، هي تقنية إسقاط النماذج المسيّرة بالراديو (remotely piloted drop model technique) التي أوجدها هولمان (Euclid C. Holleman) وآخرون من تقنيي NASA في مركز دريدن لأبحاث الطيران (Dryden Flight Research Center). في هذه التقنية، يتحكّم طيار الاختبار بنموذج السقوط من محاكي القاعدة الأرضية الذي يشبه مقصورة طيار معزولة ومزودة بأجهزة كمبيوتر تعرض البيانات عن بعد (telemetered data). ويتم محاكاة نظام التحكم بالطيران بوساطة كمبيوتر أرضي يرسل الأوامر اللاسلكية إلى النموذج ويتلقى منه أيضاً.

وعليه اذا اعتبرنا أن هذه المنظومة تشابه مركز تحكم أرضي لمركبة فضائية، فلا بد أن تكون كلفة التصميم والتشغيل عالية مقارنةً بالطرق البديلة

لاختبار الانهيار. إلاّ أنه وبصورة عامة، توفر هذه الطريقة، وبكفاءة عالية، بيانات اختبار طيران بوقت قصير نسبياً، بالإضافة إلى توفير فقد الطائرة الحقيقة ومن فيها. فإن زوايا الهجوم والانزلاق الجانبي غير المحتسب لها التي دُرِست في اختبارت نموذج مسيّر بالراديو ومصغر (نسبة 3:8) لطائرة ماغدونال دوغلاس F-15 المقاتلة ربما أدت إلى فقد السيطرة وتحطم الطائرة الحقيقية.

على الجانب السلبي، يذكر الطيارون أن غياب نماذج تسلسل الحركات (motion cues) هو عائق جدي في اختبارات الانهيار، وقد يؤدي إلى نتائج تراكمية. ويوصي هولمان أن على الطيارين قبل اختبارات الهبطة الفعلية (drop tests) تطبيق خطة الطيران في محاكيات أرضية ثابتة، وأن تسريع وتيرة الحلقات التدريبية في المدربات الأرضية بمعامل 1.4 تهيئ الطيار للطيران الفعلي.

9 ـ 15 معيار مقاومة المغادرة Criteria for Departure Resistance

تُستعمل كلمة «مغادرة» (departure) للتعبير عن الطيران غير المتحكم به الذي يلي الانهواء، وهي المراحل الأولى لدخول الانهيار.

وتظهر «المغادرات» العنيفة عادة في حالات الأجنحة المتراجعة (swept wings) والهياكل الطويلة وثقيلة التحميل، وهي الميزات نفسها التي تؤدي إلى الترابط العطالي (interial coupling). وقد أبلغ الطيارون عن ظواهر حركية مرافقة منها زيغ أنف الطائرة (nose slices)، وتدويم زوبعي (whirling motion)، وتأرجح الجناح (wing rock)، ودحرجة انعكاسية (roll reversal) وحيود (divergences). وهنالك اهتمام آني في العثور على الموسطات الإيروديناميكية المرتبطة بهذه المفارقات.

لقد أعادت الأبحاث القديمة، الأيام الأولى للاستقرارية والتحكم، وزمن الاهتمام بمعايير روث (Ruth criteria) وحدود الاستقرارية.تتشكل حدود الاستقرارية الجانبية (lateral stability) في المعادلة التالية:

$$\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E\lambda = 0$$

إن الشرط الضروري للاستقرار هو أن تكون الثوابت E, D, C, B, جميعها موجبة في الإشارة. وأن يكون الثابتان الأخيران E, D مرتبطين بالجذور الحقيقية للمعادلة، أو التقاربات (convergence) والتباعدات (divergence)، بدلاً من الاهتزازات (oscillation).

في حدود الاستقرارية الجانبية التي طورها برواينت (L. W. Bryant) عام 1932 وجارلس زيمرمان في عام 1937، توضح أن تغيرات في إشارة D أو E المرسومة كدالّة أو دوال للاستقرار السكوني الجانبي يعرِّف الحدود. وقد ربط زيمرمان بين الثابت D والتابعد الاتجاهي (directional divergence) بشكل خاص.

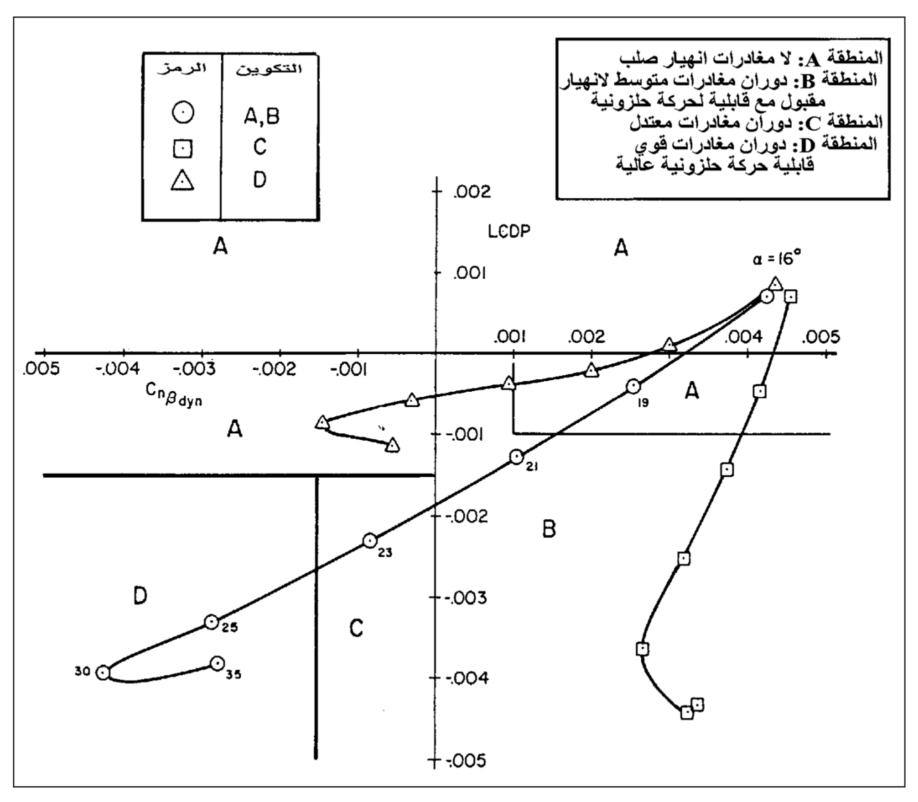
ثم اتّبع باحثان آخران هما مارتين مول (Martin T. Moul) وجون بولسون (John W. Paulson)، خطى براينت وزيمرمان، لكنهما ربطا بين التباعد الاتجاهي والثابت C بدلاً من الثابت D. وكذلك ارتبط اسم روبرت وايزمان (Robert Weisman) بهذه التطويرات (الشكل 9-10). وقد أطلق مول وبولسون عبارة جديدة هي الاستقرارية الديناميكية الاتجاهية (dynamic directional stability) أو $C_{n\beta d=n}$ لتقريب قيمة C. وهذا التقريب هو:

$$C_{\mathbf{n\beta dyn}} = C_{n\beta} cos\alpha - \left({}^{I_z}\!/_{I_x} \right) C_{\mathbf{l\beta}} \, sin\alpha$$

ومع عامل آخر يدعى «مُوسِط المغادرة للتحكم الجانبي» (pateral control departure parameter) أو LCDP، وتدويم الانحراف أو المغادرة الذي يعقب الانهواء، بالإضافة إلى انعكاس الدحرجة، والميل للانهيار جميعها مترابطة مع مشتقات الاستقرار.

إن LCDP، بشكل خاص الذي طور من قبل بنسكر (Pinsker) يخمن زاوية الهجوم العالية، وزيغ أنف الطائرة أثناء محاولة الطيار إبقاء الأجنحة مستوية.

لقد اتّبعت أعمال مول (Moul)، وبولسون (Paulson)، وبنسكر (Pinsker)، ووايزمان (Wissman) الرائدة في إعادة النظر بمفهوم حدود الاستقرار (لبراينت وزيمرمان) لانحرافات وتدويمات ما بعد الانهواء، عدداً آخر من الباحثين المرموقين الذي وضعوا معايير إضافية لمقاومة الانحراف والمغادرة. ويظهر الشكل 9-11 مجموعة أخرى من حدود الانحراف وانعكاس التدحرج المرتبطة تماماً بالمشتقات الإيروديناميكية السكونية (static aerodynamic derivatives) (Bihrle and Barnhart, 1978). إن ميزة استخدام المشتقات السكونية في تثبيت الحدود هي إمكانية تطبيقها فوراً (on the spot) أثناء الاختبارت التقليدية على نموذج كامل بسرعات منخفضة في النفق الهوائي.

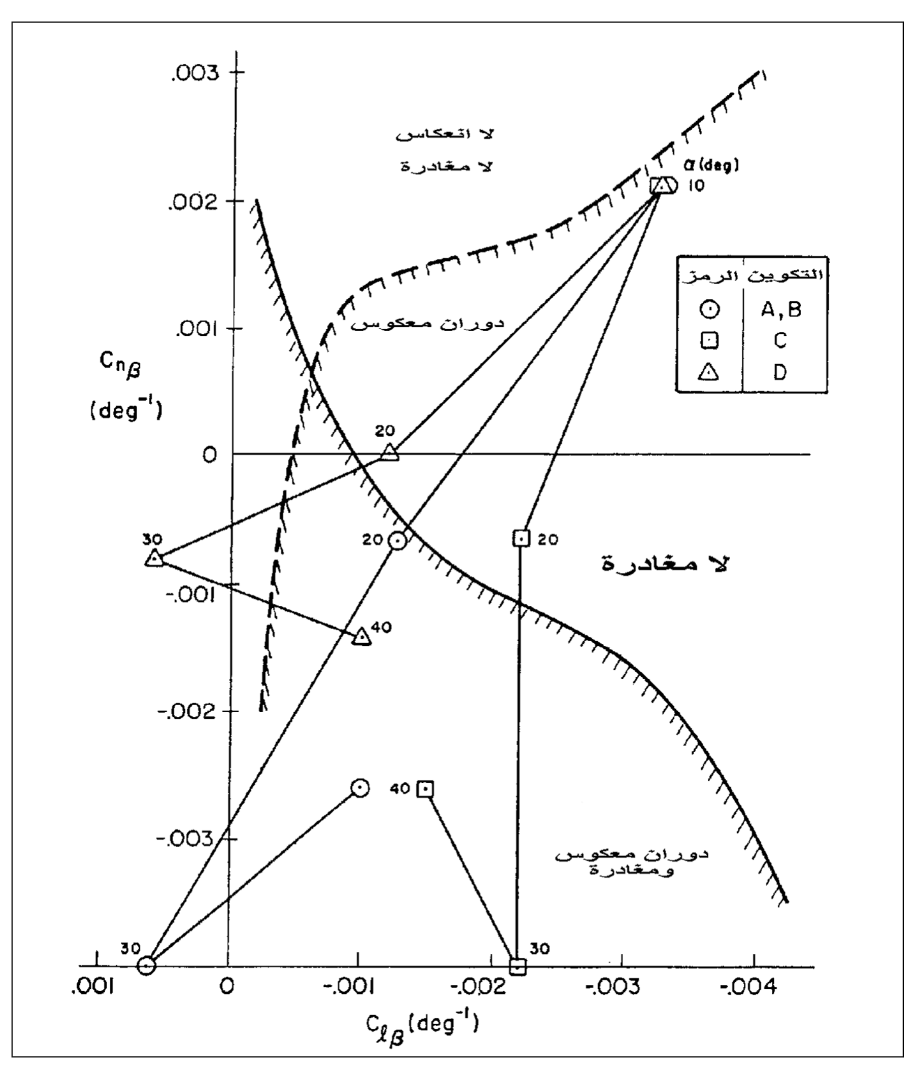


الشكل 9 ـ 10 قابلية الحركة الحلزونية لفيسمان عام 1972 وحدود المغادرة. خطوط المنحنيات هي قيم المُوسِط للطائرة ماك دونيل دوغلاس F-4J والخيارين (D وC) مع تحسين مقاومة مغادرة. (من : Mitchell and Johnson, AFWAL-TR-80-3141, 1980) .

لقد أسست حدود بيهرل على المحاكاة الرقمية للتحكم بمغادرة انعكاس كاملة في محيط محصور (canned full control deflection maneuver) تتضمن دوراناً مبدئياً حاداً (intial steep turn) متبوعاً برفع أنف الطائرة إلى الأعلى (nose-up pitch)، ثم تطبيق التحكم بدحرجة معكوسة (full opposite role control) .

في مقالتين منشورتين عام 1978، وفي عام 1989، افترض كل من جوري كالفستي (Juri Kalviste) وبوب إلير (Bob Eller) ترابط موسطات الاستقرار السكوني والديناميكي المعتمدة على فصل معادلات حركة الطائرة إلى مجموعتين: دورانية (rotary) وانتقالية (translatory). وتصل هذه الموسطات إلى تعميمات مول ـ بولسون $C_{n\beta d=n}$ وإلى مُوسِطات LCDP .

ولقد ارتقى مستوى تعقيد هذا العمل باستخدام «معالجات الطيار أثناء مناورة الأنشوطة» (pilot in the-loop considerations) التي سيتم تناولها تفصيلاً في الفصل الحادي والعشرين، الموسوم «بحوث جودة الطيران تتواكب مع الزمن».



الشكل 9 ـ 11 حدود بيهرل المبسطة عام 1978 للدوران المعكوس والمغادرة من أجل حالة عزم الاتجاه المضاد العائد إلى انحراف دفة الدحرجة. تتضمن هذه الحدود المبسطة المُوسِطات السكونية فقط، ويمكن تطبيقها خلال الاختبار الروتيني في النفق الهوائي. في التكوين A الدوائر المطبقة على الطائرة ماك دونيل دوغلاس غير المعدلة F-4J ورموز أخرى لبدائل F-4J. (من: Mitchell and Johnson, AFWAL-TR-80-3141, 1980).

ربط كلٌ من ديفيد ميتشل (David G. Mitchell). ودونالد جونستون (Donald E. Johnston)، في الفترة من 1976 و1980، بين بعض خواص المغادرة مع موسطات استجابة تردد الطائرة (airplane frequency-response) أثناء إغلاق مناورة الأنشوطة، حيث تسبب القيمة السالبة للحد $N_{\delta a}$ من بسط دالة الانتقال الجانبي، دحرجة «المغادرة» عند غلق مغادرة الأنشوطة لكلٍّ من دفة الاتجاه (ruddor) ودفة الدحرجة (aileron)، التي تترابط مع مغادرة زيغ أنف الطائرة (nose - slice).

إن السؤال المُنكِد: إلى أيّ مدى يمكن للمرء أن يذهب باستخدام معايير المغادرة المستندة إلى الديناميك الهوائي الخطي (linearized aerodynamics)، أو إلى اشتقاقات الاستقرارية، قد أجيب عنه في بحثٍ ألقاه دونالد جونستون (Donald Johnston) عام 1978 في ندوة AGARD حول موسطات الاستقرارية الديناميكية. وعلى الرغم من أن الموسطات الخطية لها قيمة تخمينية، إلا أن جونسون استنتج ما يلي:

> **إن تقنيات التحليل الخطي لمجال التردد الأكثر شيوعاً المطبقة على نماذج هياكل الطائرات المتناظرة بنقاط جامدة** (frozen point airframe models) **قد تنتج أجوبة خاطئة تماماً إذا تعرضت الطائرة لترابط مؤثر عائد إلى زاوية الانزلاق. توفر هذه التقنيات التحليلية تخمينات صحيحة في الحالات حيث** C_m, C_l, C_n **هي تابعة لدالة** $f(\alpha, \beta)$**، وتقدم نموذج النقاط الجامدة التي تُمثل شروط الموازن غير المتناظرة ونتائج التحليل التي لا تكون مطبقة على انحرافات** β **من خلال الصفر.**

وفرت الحسابات التي أجريت على الطائرة فوت A-7، (Vought A-7) أدلة إضافية حول أهمية ترابط زوايا الانزلاق بالمغادرة (Johnston and Hogger 1976) فإن لزوايا الانزلاق التي تتجاوز 15 درجة تأثيراً معتدلاً على استقرار أنماط حركة الدحرجة الهولندية (Dutch roll)[*] والحركة الطولية قصيرة الأمد.

وعلى أي حال، تندمج أنماط الحركة الحلزونية والدحرجة لتشكل حركة ترددية منخفضة جديدة، أو نوعاً من نمط الحركة الجانبية البطيئة

(*) الدحرجة الهولندية (Dutch roll) هي حركة جامعة بين ترددات الدحرجة والانعراج، تحصل عادة عندما يكون للزاوية المزدوجة (dihedral effects) للطائرة أكثر تأثيراً من الاستقرارية الاتجاهية (directional stability).

فيغوئيد (phygoid)(*) التي لا تكون مستقرة في زوايا الانزلاق الجانبي المرتفعة.

إن وجود قيمة موجبة لعامل بسط وضع التسلق/الارتفاع (pitch attitude numerator factor) أو صفراً، تجعله يتحرك إلى النصف الأيمن من المستوي ـ S (S-plane) مع انزلاق جانبي، ومحدثاً لا استقراراً كمونياً عند إغلاق مناورة الأنشوطة (loop closure) من قبل الطيار.

هذا، وإن الاستقرار المتزايد، كما في حالة التغذية الخلفية لدفة الدحرجة وربطها بالسرعة الزاوية يؤثر في المغادرة بشكل واضح. كما ينتج عند توسيع «المقام» في معادلات الحركة ليتضمن تغذيات خلفية متزايدة، معايير مغادرة محورة (Lutz, Durham, and Mason, 1996).

راجع بيتر مانغولد (Peter Mangold) في شركة دورنية (Dornier) حول موضوع «المغادرة» مرة أخرى، لتفسير الميل باتجاه زوايا هجوم أكثر استخداماً، حيث إن الدوامات في مقدمة الطائرة ابتداء من أنفها إلى الحواف (strakes) أو الكنار تسيطر على الاستقرار الاتجاهي ـ الجانبي. وقد اجتزئ هذا المقطع من ورقة مانغولد عام 1991 للدلالة:

> **كانت البيانات الديناميكية (الدوارة) في الطائرات الأقدم ذات تأثير صغير، وإن خواص المغادرة في ارتباط وايزمان مسيطر عليها من قبل المشتقات السكونية، وإن خواص زاوية الهجوم العالية في الطائرات الحديثة هي أكثر اعتماداً على المشتقات الديناميكية، التي تتأثر بشدة بهندسة مقدمة هيكل الطائرة.**

استمر مانغولد في تأكيده صلاحية مقاربة مميزات معادلة بريانت ـ زيمرمان بسياق حديث، فقدم أربع قواعد يتطلب اتباعها لتجنب المغادرة، وكما يلي:

1. تجنب الدوران الذاتي (autoratation) ($C_{lp} < 0$) وحافظ على تخميد زاوية الانعراج ($C_{nr} < 0$) وذلك للمحافظة على معامل B (ليس D لزمرمان ولا C لمول) في معادلة الخواص أكبر من الصفر.

2. يتوجب إبقاء $C_{n\beta dyn}$ أكبر من الصفر حيث إن هذا الموسط هو العامل المحدد لعامل C (C-coefficient).

(*) حركة فيغوئيد (phugoid) هي حركة ترددية تتسلق بها الطائرة (pitch-up) فتقلّ سرعتها لتعاود الانحدار (pitch-down) فتزداد سرعتها.. هكذا. وهذه الحركة هي طور أساسي من أطوار ديناميك الطيران.

3. البقاء قرب الحد الأعلى للرفع حيث C_{lr} أكبر من الواحد بكثير، ومن الضروري الحفاظ على $C_{n\beta dyn} > 0$ و $C_{l\beta}$ سالباً و $C_{n\beta}$ موجباً قليلاً.

4. تجنب تأثير التباطؤ واللاخطية مقابل الانزلاق الجانبي.

إن السبب الهام لهذه القواعد الأربعة هو عدم دقّة مستشعرات (sensors) الانزلاق عند زوايا الهجوم العالية، التي تجعل من الصعب جدولة قوانين التحكم للتغلب على مشاكل اللاخطية، وعناصر التباطؤ. هذه الموسطات، واعترافاً بإبداع ومهارة مطوّري مُوسطات المغادرة، لا تزال تحتل موقعاً في التصميم الفعلي الحديث. وستبقى موسطات المغادرة مثل $C_{n\beta dyn}$ وLCDP ذات أهمية في التصاميم الأولية للطائرة، على الرغم من أن الأبحاث في هذه الموسطات تعمل فيما وراء تطور منحني الكمبيوتر الحديث. وسيدرك مصممو الاستقرار والتحكم للطائرات الحديثة باهظة السعر باللاخطية الأساسية لـ «المغادرة» ومشاكل الانهيار، وسيخططون لبناء محاكيات رقمية مكلفة للكشف عن الإبهام الذي يعتري ظروف الطيران وشروط التحميل ودخل التحكم.

إن التحليل الآلي الذاتي (automated analysis) يراكم الحالات فوق بعضها البعض، ثم يغربل غير المهم منها بواسطة الخوارزميات التي تمسح (scan) النتائج.

ويبقى هنالك مزيد من جهد متطلب لبناء قواعد بيانات إيروديناميكية لمثل هذه المشاريع. فضلاً عن ذلك يفترض أن لهذه الجهود دوراً في تقييم وترشيح مخططات الاستقرار والتحكم المتزايدة (augmentation schemes).

إن بإمكان المخططات المتزايدة لأنظمة الطيران من خلال السلك (fly-by-wire systems) كتلك الموجودة في طائرة التورنادو Tornado، إنتاج طائرات تعالج الانهيار ذاتياً (care-free) التي لا يمكن إجبارها على «المغادرة» مهما حاول الطيار. وبذلك ستبقى موسطات المغادرة مهمة في المساعدة على فهم النتائج وكدليل عمل للمستقبل.

9 ـ 16 تأثيرات الدوامة وتأرجح الجناح بتحفيز ذاتي Vortex Effect and Self-Induced Wing Rock

لوحظ تأرجح جناح ذاتي التحفيز لأول مرة في أجنحة الدلتا النحيلة، في مركز لانغلي للأبحاث التابع لـ NASA في أواخر الأربعينيات، وفي النفق

الهوائي للطيران الحر. ظهر تأرجح الجناح كدورة دحرجة ترددية محددة، أو غير مخمّدة في زاوية هجوم هي دون زوايا الانهواء. ونحن نعلم الآن أن تأرجح الجناح مرتبط نمطياً بالانسيابات المنفصلة (separated flows)، وبالتأثيرات المتعلقة بالزمن.

ولتصاعد الاهتمام في طائرات النقل فوق الصوتية والمركبات الفضائية في رحلة العودة والدخول في الغلاف الجوي، فقد استمرت نشاطات البحوث على تأرجح الجناح دلتا في كلٍّ من الولايات المتحدة والمملكة المتحدة (Ross, 1988).

ولقد لُفِت الانتباه لاحقاً إلى الطائرات المقاتلة حيث كان يعتقد بأن تأرجح الجناح دلتا يشارك في فقد التحكم بالطائرة عند المناورات بزوايا هجوم عالية. لذا كانت محاولات تخفيف تأرجح الجناح دلتا من خلال زيادة الاستقرار عملية ناجحة، كما هو الحال في طائرة البحوث غرومان X-29A، (Clarke, 1996).

وعلى أية حال، لم تحقق محاولات تصحيح المشكلة إيروديناميكياً إلا نجاحاً قليلاً بسبب آليات الانسياب المعقدة، ففي الطائرة التجريبية X-29A، حددت الآلية المسببة للتأرجح في الجناح دلتا لتكون حصيلة تفاعل الدوامات المتكونة في صدر الطائرة مع العناصر البنيوية الأخرى للطائرة، كما هو الحال أيضاً في الطائرة نورثروب F-5 الذي كان مدفوعاً بسبب الانفصال الذي تحدثه الصدمة التحريضية على الجناح (shock-induced separation) حيث بيّنت بعض القياسات عدم تناظر في انسياب الدوامات من الحافات الأمامية للجناح، فمع انهيار الدوامة يتحدد مطال (amptitude) الحركة (Ericsson, 1993). والدكتور اريكسون خبير بارز ومؤلف غزير في تأثير الانسياب المتقلب وغير المستقر في الاستقرار والتحكم.

لقد تبين أن ظاهرة التحريض الذاتي لتأرجح الجناح دلتا يمكن أن تحدث أيضاً في الأجنحة المستطيلة ذات نسبة الوجاهة (aspect ratio) الضعيفة جداً بسبب انسياب الدوامات من الحواف الجانبية للأجنحة. وهذا هام، لكنه أكاديمي حيث إن الأجنحة المستطيلة ذات نسبة الوجاهة التي تقل عن 5-0 لم تعتمد مطلقاً في الطائرات الحالية والصورايخ. أما ما هو بالتأكيد ليس أكاديمياً، فهو دور امتدادات الحافة الأمامية للجناح المتراجع جداً أو LEX (Leading Edge Extensions)، في معارضة تأرجح الجناح وغيره من الحركات غير المرغوب فيها. تم ابتكار LEX في طائرات نورثروب YF-17 وF-5 لزيادة الرفع

الأعظمي وتخفيض الكبح أثناء الرفع العالي (high lift)، من خلال تفاعل الدوامات مع سطح الجناح الرئيسي. ولقد أصبحت امتدادات الحافة الأمامية للجناح (LEX) شائعة الاستعمال في عدد كبير من الطائرات المقاتلة الحديثة، مثل F/A-18، كما يلعب المدخل الجانبي لمحرك الطائرة الروسية ميغ ـ 25 (MIG-25) كامتداد حافة أمامية، محسناً بذلك من الدوامات عند زوايا الهجوم العالية.

يُدرس تأرجح الجناح دلتا عادة في اختبارات النفق الهوائي، حيث يركب النموذج على إطار دوار، باحتكاك قليل، وله كل الحرية بالدحرجة (rolling). ويمكن للترددات القسرية لحركة الدحرجة أن تكشف أيضاً ميل الجناح للتأرجح من خلال مناطق تخميد الدحرجة السالبة (negative roll damping)، أو الإشارات الموجبة لمشتق الدوران C_{lp}. وقد أظهرت المقارنة بين قياسات سعة تأرجح الجناح في نموذج F-18 حر الدحرجة في النفق الهوائي، وF/A-18 HARV (وتعني HARVY : High Angle of Attach Resarch Vehicle، أو طائرة الأبحاث ذات زاوية الهجوم العالية) أثناء الطيران، وجود توافق جيد (Nelson and Arena, 1992). وهذا يدعم المفهوم أن شروط الانسياب خلال طيران الجناح المتأرجح تكون قريبة من شروط اختبار النفق الهوائي وحيد درجة الحرية.

في مناقضة للترابط المعقول بين اختبارات الطائرة F/A-18 HARV بدرجة حرية واحدة واختبارات النفق الهوائي لنموذج F/4-18، وما تمّت ملاحظته في طائرة التورنادو (F-4 Tornado) والطائرة RAE HIRM (أو high incidence Researchy model)، وهي أن تأرجح الجناح يحصل في ترددات قريبة من ترددات حركة الدحرجة الهولندية (Dutch roll). وغير طبيعي وهذا أمر غير مألوف إذ إن حركة تأرجح الجناح هي دورة محددة غير خطية (non linear limit cycle) فيما تكون حركة الدحرجة الهولندية متماشية مع المعادلات الخطية للحركة، وتحتاج إلى درجات حرية الدحرجة، والانزلاق الجانبي، والانعراج.

بالإضافة إلى ظاهرة تأرجح الجناح، فإن للدوامة المنفجرة عند زوايا الهجوم العالية تأثيرات غير مرغوبة مثل الفقد في الرفع وتأثيرات الزاوية الثنائية السالبة.

ويرتبط انفجار الدوامة بالحافة الأمامية للأجنحة المتراجعة بزوايا أقل من 75

درجة. هذا وإن تفاعلات دوامات الحافة الأمامية للجناح مع عناصر الطائرة الأخرى في المقاتلات المتطورة قد نوقشت في ورقة علمية شاملة من قبل اندرو سكو (Andrew M. Skow)، وايركسون (G. E. Ericson) في عام 1982.

وقد أجريت مراجعة حديثة لها من قبل جون لامار (John E. Lamar)، نشرت في تقرير AGARD رقم 783. وجد لامار أن للحافة الأمامية قوة شفطٍ متجانسة، كانت قد أُقترحت أولاً في عام 1966 من قبل أدوارد بولهاموس (Edward C. Polhamus)، وأن هذه القوة توفر أداة فعالة في تقدير القوى والعزوم الإيروديناميكية للأجنحة المتراجعة بحدة مع انسيابات دوامية (vortex flow). ويبدو أن قوة شفط الحافة الأمامية تعيد توجيه التيار الهوائي المتصل باتجاه دوران الدوامة، عند تشكل الدوامة. ونموذجياً، تضاف عبارات الرفع والعزم التي تستخدم التجانس، إلى الإيروديناميك الخطي ورموز الحاسوب إلى شبكة الدوامة (vortex lattice).

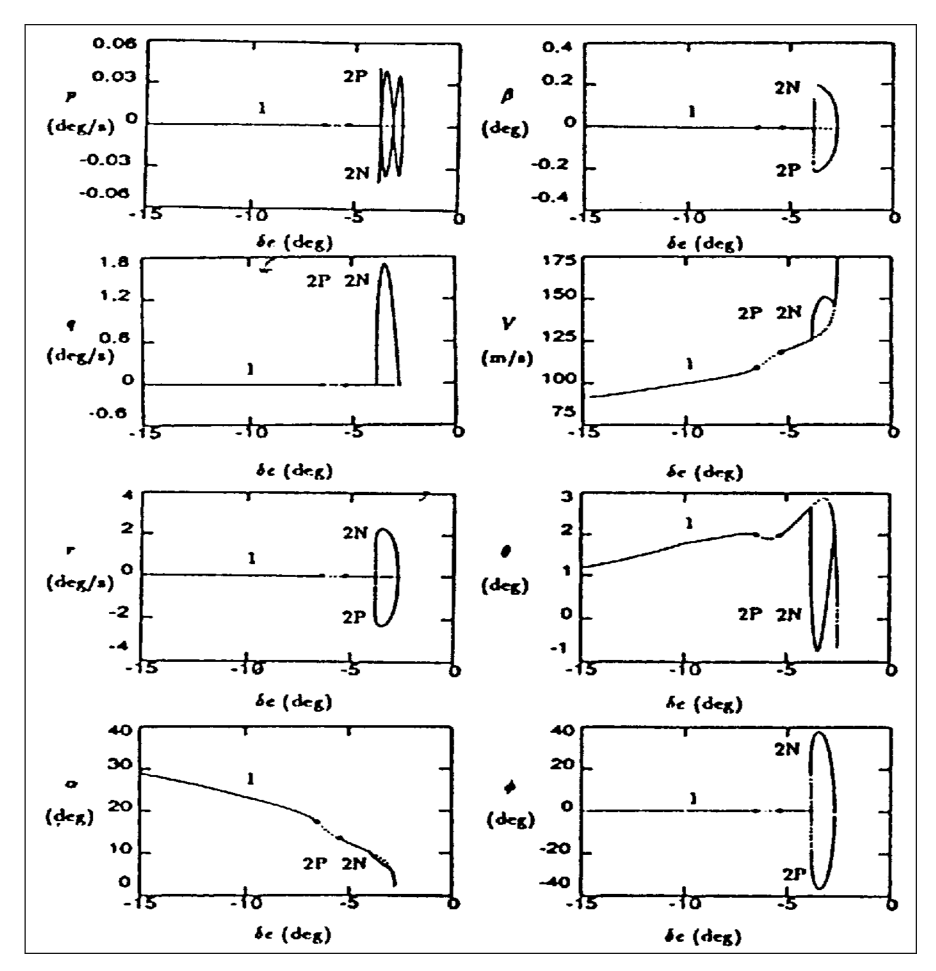
9 ـ 17 نظرية التَشعّب Bifurcation Theory

هي عبارة عن طريقة تقليدية في دراسة المعادلات التفاضلية غير الخطية. ويقال عن «التشعبّات» (bifurcations) إنها تحدث عندما تخضع الأنظمة الديناميكية غير الخطية لتغيرات في السلوك النوعي (qualitative behavior).

ففي التحليل التشعّبي، حيث نظام الحالات المستقرة، أو الحلول التي تكون فيها جميع المشتقات مع الزمن تساوي صفراً، يتم حساب الاستقرار حول هذه الحالات المستقرة. وتكون الحالات المستقرة تابعة بشكل لزوايا سطوح التحكم. ويحدث التشعّب عندما يتغير الاستقرار من حالة مستقرة (steady state) معينة إلى حالة أخرى كموسط (parameter) للنظام، فعلى سبيل المثال تغيرات زاوية سطح التحكم (الشكل 9-12). وهنالك نوع خاص من نظرية التشعّب معروف بالهوبف (Hopf) يمكن أن يقود إلى حركات دورية (periodic motions)، مثل حركة تأرجح الجناح.

في عام 1982، استخدم عدد من الباحثين بقيادة كارول وميهرا (J. V. Carrol and R. K. Mehra) نظرية التشعّب في دراسة حركات الطائرة غير الخطية، وبضمنها حركة تأرجح الجناح دلتا، وحركات الانهيار الحلزونية (Jahnke and Culick, 1994). وقد وسّع غيشيتو (P. Guicheteau) في فرنسا تطبيق تأرجح

الجناح دلتا ليشمل التأثيرات الإيروديناميكية غير المستقرة، وأجرت أونيرا (ONERA) اختبارات طيران متشابهة على الطائرة الفرنسية ـ الألمانية ألفاجيت (Alpha Jet) لمقارنتها بنظرية التشعّب. ثم درس الدكاترة بلانو (Planeaus)، ويانكي (Jahnke)، وكوليك (Culick) نظرية التشعّب في الولايات المتحدة.



الشكل 9 ـ 12 الحالات المستقرة للنظام مرسومة كدالّة لانحراف دفة موازن الطائرة غرومان F-14A تومكات. المنحنيات بالخط المستمر هي لزوايا الموازن الأكبر سالبية (الحافة الخلفية للأعلى) من ـ 7 درجة، وتشير إلى شروط موازن معايرة (trim) مستقرة. المنحنيات المنقطة هي لزوايا الموازن بين ـ 5.4 و ـ 6.7 درجة وتمثل نقاط موازن معايرة (trim) غير مستقرة وتلك التي بين طريقتي تشعيب Hopf خاصة تكون ممثلة بالنقاط الصغيرة (من: Jahnke and Culick, *Journal of Aircraft*, 1994).

أيضاً، تمّ اقتراح طرق اللاخطية التجانسية، واستجابة الدليل الخطية (linear indicial response) لفهم الاستجابات المميزة التي تظهر عند زوايا الهجوم والانزلاق العالية، وفي السرعات التدرجرجية (roll speeds) العالية (Tobak, Chapman and Schiff, 1984).

إن تحليل التشعب، بالتعاون مع محاكي الطيران (piloted simulation) قد تم الاعتراف به على أنه المساعد الكموني في تخطيط اختبارات الطيران (Lowenberg and Patel, 2000). ولقد اختبرت هذه المقارنة باستخدام الإيروديناميك ومميزات الكتلة لـ .R.A.E ونموذج بحث زاوية الهجوم في تحليل التشعب والمحاكاة في محاكي الطيران المتطور في DERA، أو AFS. وقد استنتجت التجارب أن المحاكاة تؤكد المميزات اللاخطية المخمّنة في تحليل التشعب. لذلك، يمكن استخدام هذا التحليل، لتأثيره الجيد، في التخطيط للمحاكاة وفي برامج اختبار الطيران.

9 ـ 18 «المغادرات» في المقاتلات الحديثة Departure in Modern Fighters

على الرغم من بذل قصارى الجهود من المصممين لتطبيق دروس بحث المغادرة لمول، باولسون، بينسكير، ووايزمان، وآخرون، كان لجيل الطائرات المقاتلة F-14، F-15، F-16 وF-18 مشاكل في المغادرة. وقد تلخص الموقف من قبل الباحثين في زاوية الهجوم العالية ومن قبل طياري الاختبار، ومن محاربي الناسا القدماء سيث أندرسون (Seth B. Anderson) وأينار أينفولدسون (Einar K. Enevoldson)، والمهندس الشاب في مخبر لانغلي لوات نغوين (Luat T. Nguyen) (1983). وفيما يلي ما ذكروه بخصوص التالي من الطائرات:

الطائرة غرومان F-14A

يبدأ منتصف التباعد الاتجاهي وانعكاس الدحرجة في زاوية هجوم مقدارها 15 درجة. ويحصل تباعد تأرجح دلتا، وشرود الانعراج في زاوية هجوم مقدارها 28 درجة في تشكّلي الإقلاع والهبوط، ويمكن حصول سلسلة من حركات الدحرجة الخاطفة (snap rolls) إذا كانت الطائرة تمر بدحرجة بزاوية هجوم كبيرة. إن موقع الطيار يبعد 22 قدماً أمام مركز ثقل الطائرة. ونتيجة لذلك، إذا ما اشتد شرود الانعراج، فإن التسارعات الجانبية والطولية تكون عالية ما فيه الكفاية للتدخل بمقدرة الطيار على تطبيق نمط استرداد التحكم.

لقد وجد فريق من NASA علاجاً لمشكلة المغادرة في الطائرة F-14A، هو نقل التحكم بالانعراج في زوايا هجوم عالية بتوليد حالة من التفاضل بين انحراف الذنب الأفقي وانحراف دفة الاتجاه (rudder).

بالإضافة إلى حركة التفاضل هذه تستخدم حركة الكنار في مقدمة الطائرة في السيطرة على المغادرة في طائرات F-14A المطورة ذات السيطرة الرقمية (Chambers. 2000).

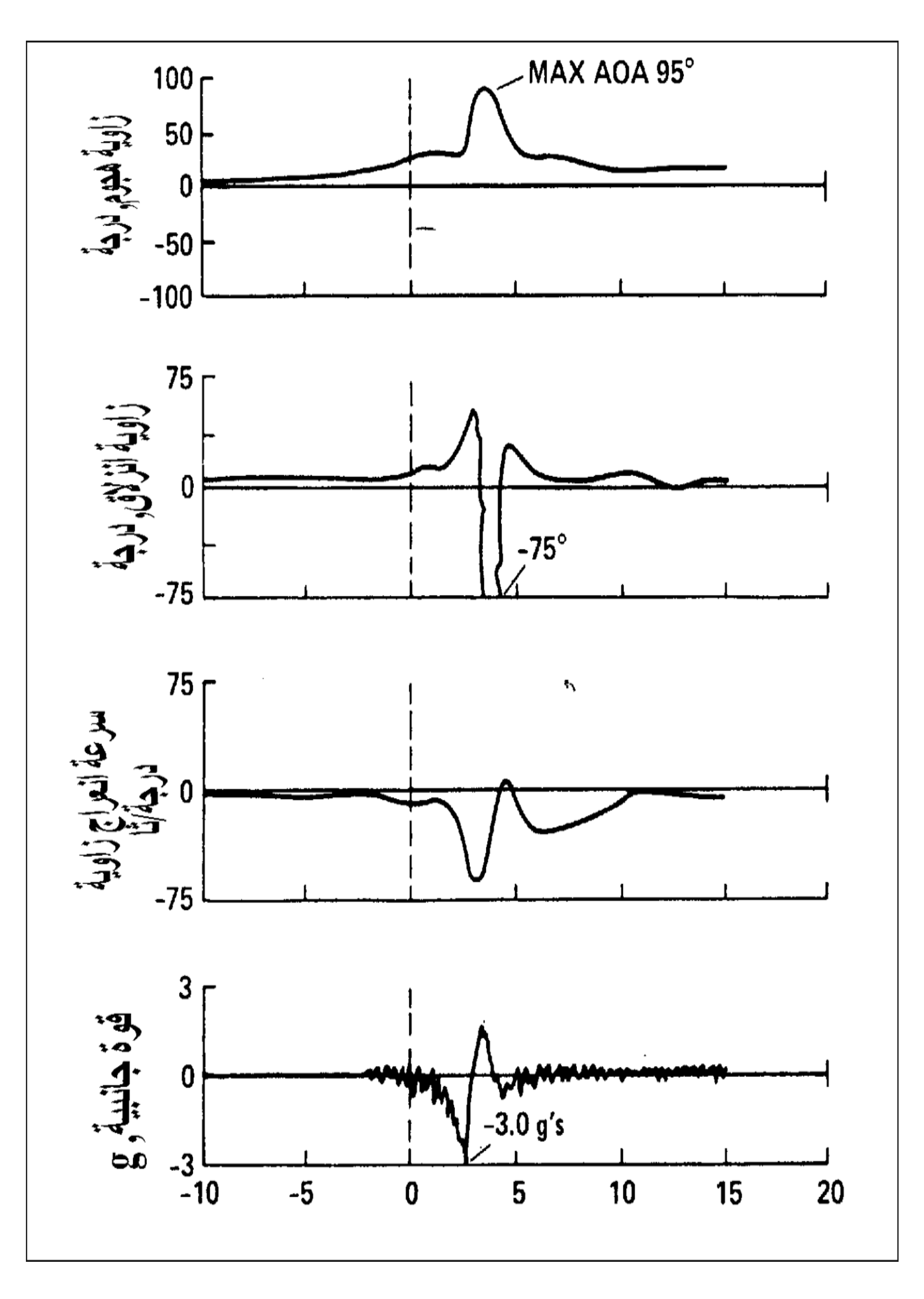
الطائرة جينيرال داياناميكس F-16A وF-16B

تمنع المغادرة في الانعراج والدحرجة بشكل فعّال تماماً بواسطة نظام يكشف تجاوز معدل الانعراج لزاوية العتبة، ويطبق آلياً نمط التحكم بمعالجة وإصلاح الانهيار: تطبيق دفات الدحرجة (ailerons) ودفة الاتجاه لمعاكسة الانعراج.

ومع ذلك، يمكن لنظام تحديد زاوية الهجوم هذا أن يُقهَر بطرق عدة، ما يؤدي إلى تزايد زاوية الهجوم وليس تحجيمها.

الطائرة ماك دونيل دوغلاس F/A-18A

زُوّدت هذه الطائرة بنمط استرداد ذاتي للانهيار يؤمن سيطرة تحكم كاملة بمجرد التحسس بحصول مغادرة انعراج، ويمكن أن يُقهَر هذا النظام إذا دخلت الطائرة في طور انهيار يكون فيه معدل الانعراج صغير نسبياً. وعلى الرغم من عدم معاناتها مشكلة مغادرة إلا أن للطائرة F/A-18A نمطَ انهيارٍ غريباً تسقط فيه كسقوط ورقة الشجر، وينطوي هذا النمط من الانهيار على زاوية انزلاق كبيرة، وزاوية دحرجة عالية مع اهتزازات أثناء التسلق، وتكون الاستجابة لإصلاح زاوية الرفع (pitch recovery) بطيئة. هذا وتفعّل «مغادرة» الانعراج (yaw departure) من خلال تطبيق تحكمات مساعدة للانهيار في زوايا الهجوم المتوسط، وأرقام ماخ تحت صوتية عالية (high subsonic Mach numbers) (الشكل 9 ـ 13).



الشكل 9 ـ 13 مغادرة الانعراج على الحدود الصوتية التي تم الحصول عليها مع الطائرة ماك دونيل دوغلاس F/A-18A باستخدام التحكمات ما قبل الحركة الحلزونية، أو دفات دحرجة ودفة اتجاه مضادة، مع الدحرجة بزاوية هجوم وسطية (من: Anderson, Enevoldson, and Nguyen, AGARD CP-347, 1983).

الطائرة بوينغ F/A-18E/F

أضيف إلى هذه الطائرة نمط تحسس وإصلاح ذاتي جديد لمعالجة الانهيار مقارنةً بنماذج الطائرة F/A-18 القديمة. وما زالت خاصية «سقوط ورقة الشجر» التي تحصل في F/A-18A/C موجودة في نماذج الهيكل العاري للطائرة. مع ذلك، فإن تغذية خلفية؛ تعمل على حذف نمط «سقوط ورقة الشجر» (Heller [et al.], 2001).

الطائرة غرومان EA-6B

لم تكن ورقة دراسة AGARD المسحية لاندرسون، وانفولدسون، وانغوين تشمل هذه الطائرة، وعلى أيّ حال فإن حركة زيغ أنف الطائرة (nose-slice behavior) المرافقة للانهواء قد دوّنت في ورقة بحث AIAA في الصفحات 87 ـ 2361 من قبل فرانك جوردون (Frank L. Jordan)، ودافيد هان (David E. Hahne)، وويليام جاتو (William Gato).

عندما اقتربت من حافة الانهواء انزلقت الطائرة EA-6B أولاً بحركة دحرجة متبوعة بحركة زيغ أنف الطائرة. وقد نسب العديد من حوادث EA-6B التي كانت في الخدمة إلى «المغادرة» مما أدى إلى وضع برنامج بحث في NASA لمعالجة هذا الموضوع (Chambers, 2000) حيث زوّدت الطائرة ببعض التعديلات (ذنب علوي عمودي، حافة أمامية منحنية للجناح. . . الخ) التي توفر تقليصاً في مناورة المغادرة، ولكن القيود المفروضة على الموازنة منعت تطبيق هذه التعديلات على الطائرة.

الطائرة ماك دونيل دوغلاس F-15E

هذه الطائرة غير مضمنة أيضاً في AGARD المسحي، وقد وصفت خواص «مغادرتها» في سيتز (Sitz)، ونيلسون (Nelson)، وكربنتر (Carpenter) (1977). وقد تم تعديل قوانين التحكم بمعدل سرعة الانعراج التي تزيد على 42 درجة في الثانية، لتزيد من قوة حركة الذنب التفاضلية عند الاسترداد. ولقد تبيّن أن «المغادرة» تحصل عندما يكون التحميل الجانبي غير متناظر، فعندما يكون الجناح الأيسر محملاً وبزاوية هجوم تزيد على 30 درجة تصبح الدحرجة إلى اليمين سريعة ويصعب إيقافها أو مقاومتها.

الطائرة روك ويل/ MBB X-31

تمّ تصحيح «المغادرات» في طائرة الأبحاث الكنار المقاتلة هذه في زوايا هجوم مقدارها 60 درجة من خلال السطح الأيروديناميكي المركب على أنف هيكلها (Chambers, 2000).

النتيجة التي يمكن استخلاصها من هذه الدراسة المسحية هي أن «المغادرات» تبقى تحصل حتى في الطائرات المقاتلة الحديثة. وعلى مصممي الطائرات التركيز على فهم انسياب الدوامات التي غالباً ما تكون وراء «المغادرة»، والتحكم بها، والاهتمام بأبسط النماذج التحذيرية وطرائق المعالجة والإصلاح، وكذلك على أنظمة الطيار الحيوية بما يسمح له العمل بمواجهة أقوى التسارعات.

الفصل العاشر

مناوراتية الطائرة التكتيكية

Tactical Airplane Maneuverability

للطائرات التكتيكية (tactical airplane) عموماً مشاكل استقرار وتحكم خاصة بسبب المناورات الشديدة والمتطرفة المطلوبة منها. فالدحرجة السريعة بواسطة دفة الدحرجة (aileron)، والتسلق الحاد (sharp pullup)، والدورانات السريعة والمفاجئة تشكل جميعها مشاكل خاصة. وبعض الأمثلة الأكثر وخصوصية مثل مستوى سرعة الدحرجة (rolling) المطلوبة، والتحكم الجهيد في حالة النتر (pull-ups)، بالإضافة إلى سوء تنسيق مداخل الدورانات (turn entries). وأخيراً، التحكم بالطيران في زوايا هجوم ما بعد الانهواء (beyond stall)، وهو حقل جديد من المناورات التي يتوجب على الطائرات التكتيكية القيام بها.

10 ـ 1 بأية سرعة على الطائرات المقاتلة أن تتدحرج؟ How Fast Should Fighter Airplanes Roll?

لقد أصبحت قدرة الطائرة المقاتلة على الدحرجة (rolling) السؤال الحاسم أثناء الأيام الأولى للحرب العالمية الثانية، وقد حملت معظم مقاتلات الحلفاء حينذاك آلات تصوير توجه كالبندقية (gun camera) خلال المعارك. وهذا النوع من آلات التصوير هو في الحقيقة كاميرا سينمائية موجهة باتجاه فوهات رشاشات الطائرة المقاتلة الثابتة، يبدأ التصوير بمجرد ضغط زناد المدافع الرشاشة في الطائرة، ويستمر عملها طالما بقي الأصبع على الزناد. وتصوِّر هذه الكاميرات الإصابات أو (الأخطاء في إيقاع الإصابة) في طائرات العدو أو صواريخه. وقد سجلت الكاميرات المحمولة على الطائرة Curtiss P-40،

والطائرة North American P-40s، وNorth American P-51 لحظات شيقة في معارك المطاردة الجوية (dogfights) واستخدمت في تقارير وآراء وحسابات الطيارين والخبراء حول الخسائر التي مُنِيت بها طائرات الحلفاء أثناء المعارك بسبب انخفاض المعدلات النسبية لزوايا الدحرجة في طائراتهم التكتيكية.

وكانت بعض طائرات المحور، وخصوصاً الطائرة اليابانية ميتسوبيشي زيرو (Mitsubsishi Zero) تستطيع أن تطبق مناورة دحرجة خاطفة باتجاه واحد لتعاود الدحرجة الخاطفة بالاتجاه الآخر. وقد كان الأفق أو الغيوم في خلفية الأفلام المصورة يُظهران كيف كانت طائرات الحلفاء وهي تنفذ مناورة خادعة (feint maneuver) بسرعة بطيئة لكي تبقى خلف الطائرة «الزيرو»، إلا أن «الزيرو» كانت تواجهها بدحرجة سريعة بالاتجاه المعاكس، وتختفي من المشهد الذي تصوره الكاميرا.

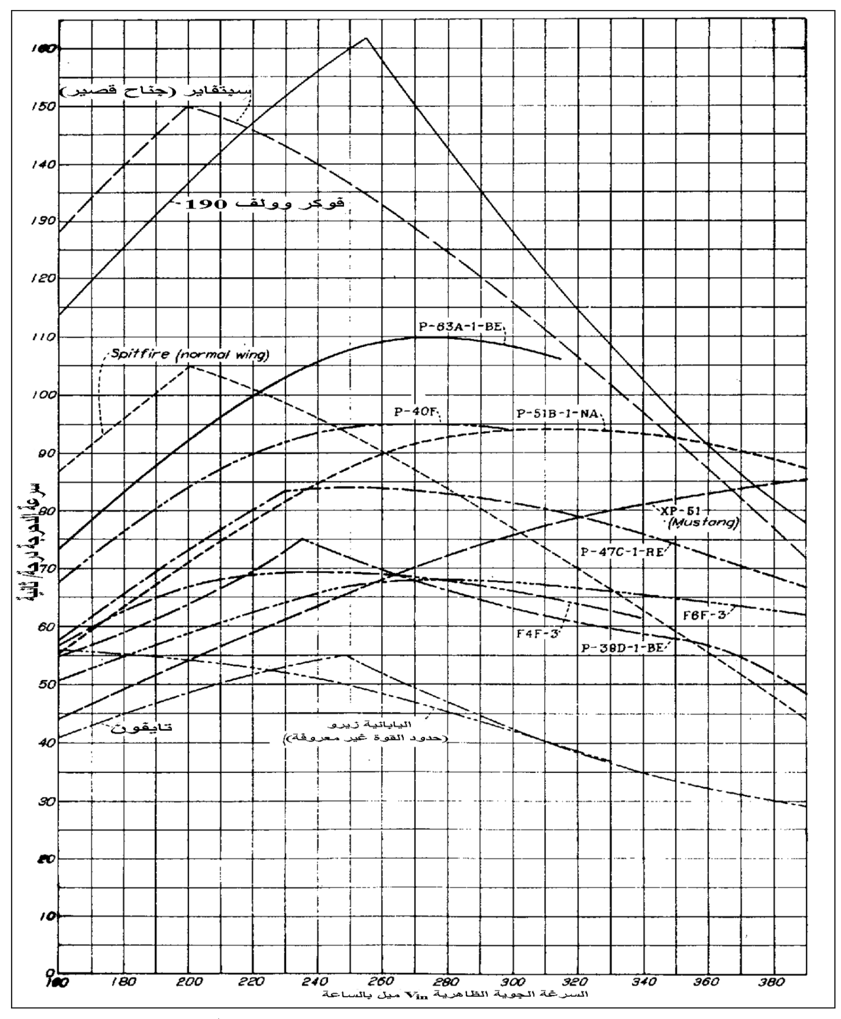
ومن الواضح أن مناورة الدحرجة بالسرعة العالية تكون ضرورية أثناء القتال الجوي (dogfight) لكي لا تفقد فرصة إطلاق النار عند موضع متابعة ملائم. وفي النهاية المنخفضة لمدى سرعة الطائرة كان معيار NACA/ جيلروث pb/ 2V = 0.07، دليلاً معقولاً، على الرغم من أن مستويات أعلى (تصل إلى 0.10) كان بالإمكان تحقيقها. ويمكن الحصول على مستويات أعلى للمعيار pb/2V مع استخدام دفات دحرجة أكبر، غير أنه في بداية أيام الحرب العالمية الثانية حيث كانت القيادات في الطائرة غير مجهزة بأنظمة هيدروليك، وكان وتر الجناح عريضاً، ودفات الدحرجة ذات قطر متوسط الحجم، وهذا يعني قوى عصا قيادة(*) كبيرة، وتقييد سرعات الدحرجة في السرعات الجوية العالية.

وبعبارة أخرى يمكن أن تصمم الطائرة لأداء دورانات دحرجة سريعة. أمّا في السرعات المنخفضة، ولِنَقل دون 200 عقدة (knots)، أو في السرعات الجوية العالية، ولكن ليس في الحالتين معاً. ولعل الطائرة Curtiss P-40 كانت في ذلك مثالية تماماً، حيث إن سرعة دحرجتها الأعظمية (وهي 95 درجة في الثانية) تحصل بسرعة جوية مساوية لـ 270 ميلاً في الساعة، وتنخفض سرعة الدحرجة إلى 65 درجة/ الثانية عند السرعة 400 ميلاً في الساعة (غير موضحة في الشكل 10 ـ 1)، وتتحدد سرعة الدحرجة أيضاً بسبب ثقل عصا القيادة التي كان يزيد وزنها على 30 باوند.

ونتيجة لذلك بدأ برنامج بحثي مكثف على جهتي الأطلسي حول تقييد مناورة

(*) قوى عصا قيادة (control stick forces): هي مجموع العزوم المؤثرة على ثبات وسهولة تحريك عصا القيادة.

الطائرة التكتيكية بسبب قوى عصا القيادة التي تزيد عند المناورات السريعة. ويبدو أن البريطانيين كانوا على حافة ابتكار مهم بهذا الخصوص حين جاءوا بمخططين ومصممين مهمّين لتخفيض قوى عصا القيادة، فطوروا الموازن النابضي (spring tab) الذي استخدم بعدئذٍ في طائرة هوكر تمبست (Hawker Tempest)، وكذلك حافة سطح التحكم المشطوفة (beveled-edge control surface). وهناك سرد تأريخي لهذه الابتكارات معطى في الفصل الخامس الموسوم «إدارة قوى التحكم».



الشكل 10 ـ 1 الحصول على سرعات الدحرجة مع قوة عصا 50 باونداً لعدد من طائرات الحرب العالمية الثانية المقاتلة، والجميع عند ارتفاع 10,000 قدم. تم تصنيف هذه البيانات بشكل كبير خلال الحرب (من Toll, NACA Rep. 868, 1947).

كذلك، عملت دفات الدحرجة ذات الحافات المائلة أو المشطوفة في الطائرة Mustang P-51 بشكل جيد جداً. وغالباً ما ضوعفت سرعة الدحرجة المتاحة بعد هذا التأريخ باستخدام هذه الوسائل المبتكرة.

جاء حل القدرة الهيدروليكية بعدئذٍ في تخفيف قوى عصا القيادة في الطائرات المقاتلة في نهاية الحرب العالمية الثانية، حيث عززت دفات دحرجة الطائرة Lockheed P-38J Lightning بها.

ومع شيوع استخدام التحكم بالقدرة الهيدروليكية في بداية الخمسينات، تم التغلب على محدوديات قوى عصا القيادة في تنفيذ معدلات دحرجة سريعة. أما الحدود المتبقية ذات الصلة بسعة نظام الهيدروليك، ونظام القيادات، ومتانة الجناح، وصلابته الالتوائية (wing torsional stiffness)، بالإضافة إلى ظاهرة الترابط العطالي فقد نوقشت في الفصل الثامن. وقد عكست نسخة المواصفات العسكرية لتلك الحقبة هذه الإمكانات الجديدة، حيث كان المطلوب للمقاتلة سرعة دحرجة تصل إلى 360 درجة في الثانية. ولعل العامل المحدد في مناورة الدحرجة التي تطبقها الطائرة المقاتلة في السرعات العالية والارتفاعات المنخفضة هو ما يسمى التواء الجناح (wing twist) والذي سيُعالج في الفصل التاسع عشر والموسوم «الطائرة المرنة» (The Elastic Airplane).

10 ـ 2 المقاتلات المسلحة بصواريخ جو ـ جو Air-to-Air Missile-Armed Fighters

لا بد من ثمن يدفع لتحقيق أداء دحرجة متطرف فيما يتعلق بمتطلبات نظام الهيدروليك من حيث الحجم ومعدل انسياب المائع الهيدروليكي ووزنه بالإضافة إلى متانة هيكله وصلابته. وقد سبب هذا مفارقة جديدة في حينها إذ كانت سرعة الدحرجة العالية في الطائرة P-40 وهي تقاتل الطائرة Zero بأسلوب الرشاش مقابل الرشاش مهمة في حسم المعركة.

ولكن، ماذا بشأن المقاتلات التي لا تشتبك في قتال جوي قريب، وتكتفي بإطلاق صواريخ جو ـ جو مدمرة عن بعد؟ إن هذه الصواريخ (ومثالها Sparrow I وSidewinder التي دخلت الخدمة عام 1956) هي التي تكمل مهمة المناورة فتلتفّ يساراً ويميناً، وتنقض لتتبع طائرة العدو وتدمرها. وهكذا صارت المقاتلة المسلحة بهذه الصواريخ لا تحتاج إلى الدخول في قتال جوي قريب،

فإنه من الغباء أن يتسلح طاقم دبابة قتالية بمهاميز كالتي كان يحملها الفرمان في حروب الخيالة.

ولعل الدافع وراء تخفيض متطلبات دحرجة الطائرة المقاتلة عند ظهور المقاتلات المسلحة بصورايخ جو ـ جو قد برز في الجانب التقني من خلال مهندس الاستقرار والتحكم في NACA الذي رقّي إلى مستوى إداري (مدير إدارة القوة الجوية الأميركية USAF) والذي وصف الحالة برسالة قال فيها بصراحة إنه مع سرعة الدحرجة التي تمتلكها الطائرة المقاتلة F-103، وأثر ذلك في الطيار ربما ستكون آخر طائرة مأهولة تنتجها الولايات المتحدة الأميركية.

هذا، وإن الحاجة إلى مستويات عالية في أداء الدحرجة للطائرة المقاتلة قد فحصت مرات عديدة في قيادة أنظمة القوى البحرية ومختبرات رايت حتى اندلاع الحرب الفيتنامية 1964-1073 حيث شاركت المقاتلات الأميركية في النزاع وهي مسلحة بصواريخ جو ـ جو Sparrow وSidewinder. ومع ذلك وجدت هذه المقاتلات نفسها تدخل في قتال جوي مباشر مع مقاتلات روسية الصنع. وسبب حصول هذه الاشتباكات الجوية على مثل هذه المديات القريبة (هي مدى الاشباك الجوي dogfighting range) كان لتشخيص الأهداف عيانياً visual) target identification) وللتأكد من عملية القفل على الهدف قبل إطلاق الصاروخ لتفادي أن تصيب الصورايخ أهدافاً صديقة، وكما هو معروف فإن أمداء التعرف البصري الإيجابي على الأهداف قصيرة جداً بحيث يتحول التعرض إلى قتال جوي بصورة مباشرة.

وهكذا، ومرة أخرى رجعت الحاجة إلى زوايا الدحرجة ومعدلات تنفيذها السريعة. وبطبيعة الحال، يعني الرجوع إلى القتال الجوي أن تبقى الرشاشات في الطائرة مستخدمة بالإضافة إلى الصواريخ.

10 ـ 3 حساسية القيادات والتجاوزات في التسلق النتري Control Sensitivity and Overshoots in Rapid Pullups

عندما تزود الطائرات التكتيكية بقيادات طولية (longitudenal controls) خفيفة تظهر مشاكل متعددة منها الحساسية المفرطة (oversensitivity)، والتباطؤ، وتجاوزات تعجيل ناظمية (normal acceleration overshoots)، بالإضافة إلى

الاهتزازات المحرضة من قِبَل الطيار (pilot-induced oscillation)، ويدعى الترابط بين الطائرة والطيار، بالاهتزازات المحضة من قبل الطيار والتي ستتم مناقشتها في الفصل الحادي والعشرين.

ومع ذلك، يمكن فهم فرط الحساسية، والتباطؤ، والتجاوزات (overshoots) بعبارات أبسط، ومن خلال ديناميكية الطائرة فقط، بدون مزجها بديناميكية الطيار. فإن المؤشر الأساسي لاستجابة الرفع للطائرة وحدها هو دالة انتقال معدل زاوية الرفع التي يحدثها دخل تحكم الروافع (elevator) أو الموازن الأفقي (stabilizer) (الشكل 10-2).

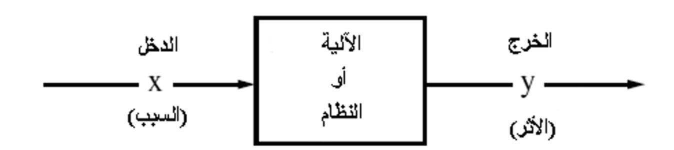
وبافتراض أن سرعة الطيران العادية ثابتة، يكون مقام دالة التحويل من الدرجة الثانية والبسط من الدرجة الأولى. وبالرغم من إمكانية إضافة التأخير الصافي، فإن ثلاث موسطات فقط تكون متضمنة هي: التزود ونسبة التخميد في الحد من الدرجة الثانية، والثابت الزمني في الحد من الدرجة الأولى، كما تتعامل دالة التحويل أيضاً مع عدد من معايير الحساسية المفرطة، والتباطؤ، والتجاوزات.

10 ـ 3 ـ 1 طرق الأنظمة المكافئة Equivalent systems methods (low-order approaches)

تشير الأنظمة المكافئة (equivalent systems) أو التقاربات من الدرجة المنخفضة (low-order approaches) إلى ربط دالة تحول الطائرة نفسها، بديناميكيات الطائرة المعقدة وأنظمة تحكم الطيران. ويذكر أن كلاًّ من هوجكنسون (Hodgkinson)، ولامانا (La Manna)، وهايد (Hyde) عام 1976 كان ينسب إليه مرجعية طريقة الأنظمة المكافئة. ولقد استخدمت العوامل التقريبية لماك روير (McRuer)، واشكيناز (Ashkenas)، وغراهام (Graham) مع عامل تأخير مضاف من اختبارات الاستقرار المتغير للطائرة NT-33 التي اجراها دانتي دي فرانكو (Dante Difranco) لمقاربة الاستجابات الترددية لمجموعة بيانات نيل سميت (Neal - Smith).

ولقد وفر كلٌّ من جيبسون (Gibson, 1995)، وهوه، وميتشل (Hoh and Mitchell, 1966) مراجعات مميزة في هذا الحقل. وبينما كان العمل الأساسي لدالة التحويل المستند إلى هذا المعيار مخصصاً للطائرات التكتيكية، فقد

استخدم أيضاً في تصاميم تحكم الطيران في الطائرات التجارية الحديثة مثل Boing 777، وسلسلة Airbus، بدءاً من الطائرة A320.



يتم تعريف الآلية أو النظام الكامل مع الدخل X والخرج Y بالمعادلة التفاضلية:

$$\left[\frac{d^{m+n}}{dt^{m+n}} + b_1\frac{d^{m+n-1}}{dt^{m+n-1}} + \ldots + b_{m+n-1}\frac{d}{dt} + b_{m+n}\right] y(t)$$

$$= K\left[\frac{d^{n}}{dt^{n}} + a_1\frac{d^{n-1}}{dt^{n-1}} + \ldots + a_{n-1}\frac{d}{dt} + a_{n}\right] x(t)$$

ويمكن تمثيلها بتابع تحويل مع متغير لابلاس s:

$$\frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{K(s^n + a_1 s^{n-1} + \ldots + a_{n-1}s + a_n)}{s^{m+n} + b_1 s^{m+n-1} + \ldots + b_{m+n-1}s + b_{m+n}}.$$

مثال على تابع تحويل سرعة الغوص من أجل دفة الغوص كدخل, مع حذف درجة حرية السرعة:

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{(M_\delta + Z_\delta M_{\dot{w}})s + Z_\delta M_w - M_\delta Z_w}{s^2 - (U_o M_{\dot{w}} + Z_w + M_q)s + M_q Z_w - U_o M_w}.$$

في هذه المعادلات:

a,b = ثوابت

K = ربح

$M_\delta, Z_w,$ = مشتقات الاستقرار والتحكم

q = سرعة التسلق/الانحدار

s = متحول لابلاس

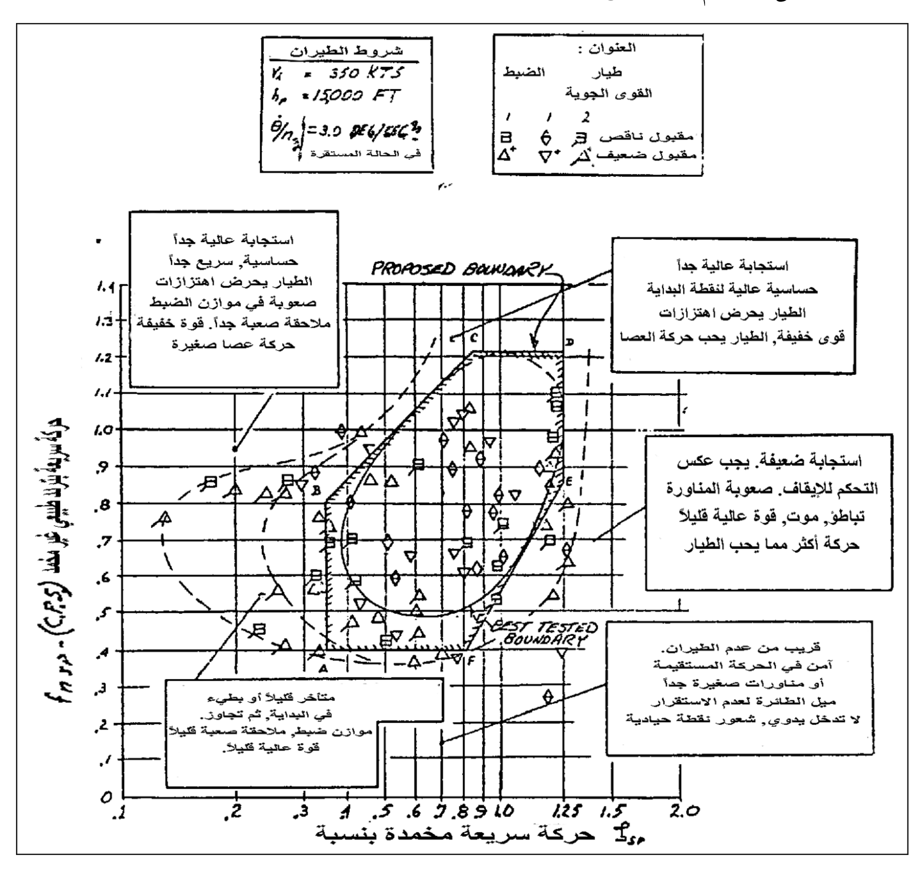
U_o = السرعة الأمامية

δ = انحراف دفة الرفع أو انحراف الموازن الأفقي

الشكل 10 ـ 2 مفهوم دالة التحويل (مقتبسة من: *Aircraft Dynamics and Automatic Control, by McRuer, Ashkenas, and Graham, Princeton University Press, 1973*).

10 ـ 3 ـ 2 المعايير المستندة إلى الأنظمة المكافئة Criteria based on equivalent systems

فيما يلي تلخيص مختصر للعوامل المُؤسَسة على الطائرة نفسها أو عن دوال تحويل النظام المكافئ:



الشكل 10 ـ 3 مثال على مخطط بياني مبني على رأي ـ متماثل قياسي مبكر يبين نمط الحركة الاهتزازية السريعة القصيرة الأمد. ولقد تم اشتقاق هذا المخطط من اختبارات الطيران على متغير الاستقرار للطائرة F-94F (من: Mazza, Becker, Cohen and Spector, NADC Report ED-6282, 1963).

حدود التردد ـ التخميد Frequency-damping boundaries

تأريخياً، كانت أوائل الاكتشافات الخاصة بحساسية الرفع، والتباطؤ، المشتقّة من أبحاث أجريت على طائرات متغيرة الاستقرار (variable-stability)

قد بنيت على آراء مشاهدات عيانية لطيارين ويعبّر عنها بموسطين (parameters) من مقام (denominator) دالة تحول الرفع: وهما التردد الطبيعي، ونسبة التخميد (الشكل 10-3).

أجريت هذه الأبحاث من قبل روبيرت هاربير (Robert P. Harper) ومعاونيه في مختبر كورينل للطيران (CAL) في مقتبل الخمسينيات. وقد علق جيبسون أن هذه الحدود تتخطي استجابة وضع الطائرة (attitude)، واقترح إضافة معلومات كمية حول استجابة وضع الطائرة(attitude response)، مثل التباطؤ (delay)، والتهاوي (dropback) (انظر التعريف اللاحق) بالإضافة إلى التجاوز (overshoot).

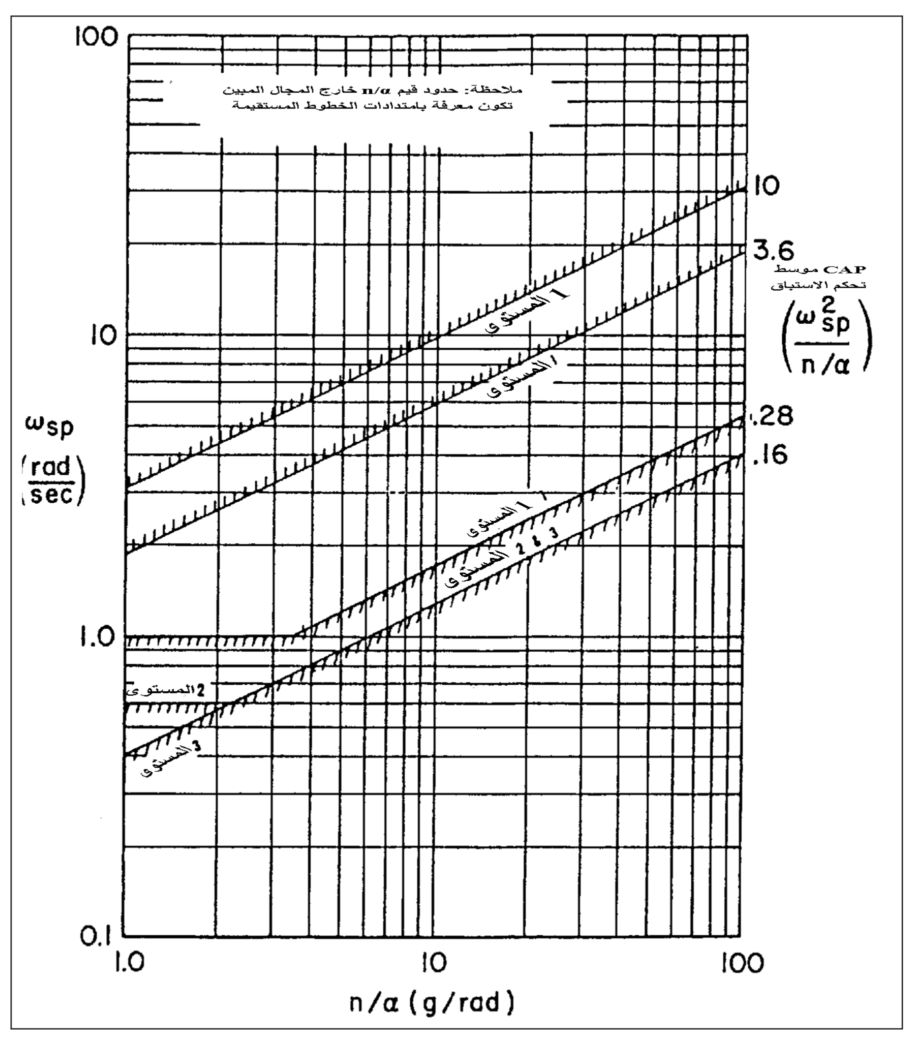
متطلبات ثابت الزمن في بسط دالة التحول Numerator time constant requirements

يتحكم ثابت الزمن في البسط T2، بالسرعة التي معها يتحرك وضع الطائرة الناتج من تغيرات مسار الطيران (flight path)، فتتوافق القيم الصغيرة مع ميل (slope) منحنى الرفع، والتحميل الخفيف للجناح، مما يعطي استجابات مسار سريعة وأدنى (أفضل) مقياس معادلة كوير ـ هاربر (Cooper-Harper ratings). على أي حال تنحصر فوائد الثوابت الزمنية المنخفضة في البسط أساساً على التحكم يتقارب الهبوط، ويكون لها علاقة بمناورة الطائرة التكتيكية.

موسط تحكم الاستباق لبيهرل Bihrles' control anticipation parameter

لقد كانت أكثر المعايير نجاحاً، وإلى حد بعيد، هي تلك المؤسسة على بسط دالة تحول زاوية الرفع ألا وهو موسط تحكم الاستباق (control anticipation parmeter) أو CAP، (Bihrle, 1966). وCAP هو نسبة تسارع زاوية التسلق المفاجئ الابتدائي إلى التسارع الطبيعي المستقر الناتج. وعادة يجعل تسارع التسلق الابتدائي الطيار يتوقع أو يستبق استجابة التسارع النهائي.

ويتضح بالنتيجة أنه يمكن التعبير عن CAP بنسبة تردد زاوية التسلق الطبيعية إلى دالّة الثابت الزمني في البسط. ويظهر معيار تحكم CAP في المواصفة MIL-F-8785C (الشكل 10-4) وقد أشير إليه أيضاً في المواصفة الجديدة MIL-STD-1797. ويزداد CAP أو معيار تحكم الاستباق من خلال المتطلبات على نسبة التخميد (damping ratio) وزمن التعويق (time delay) (الشكل 10-5).



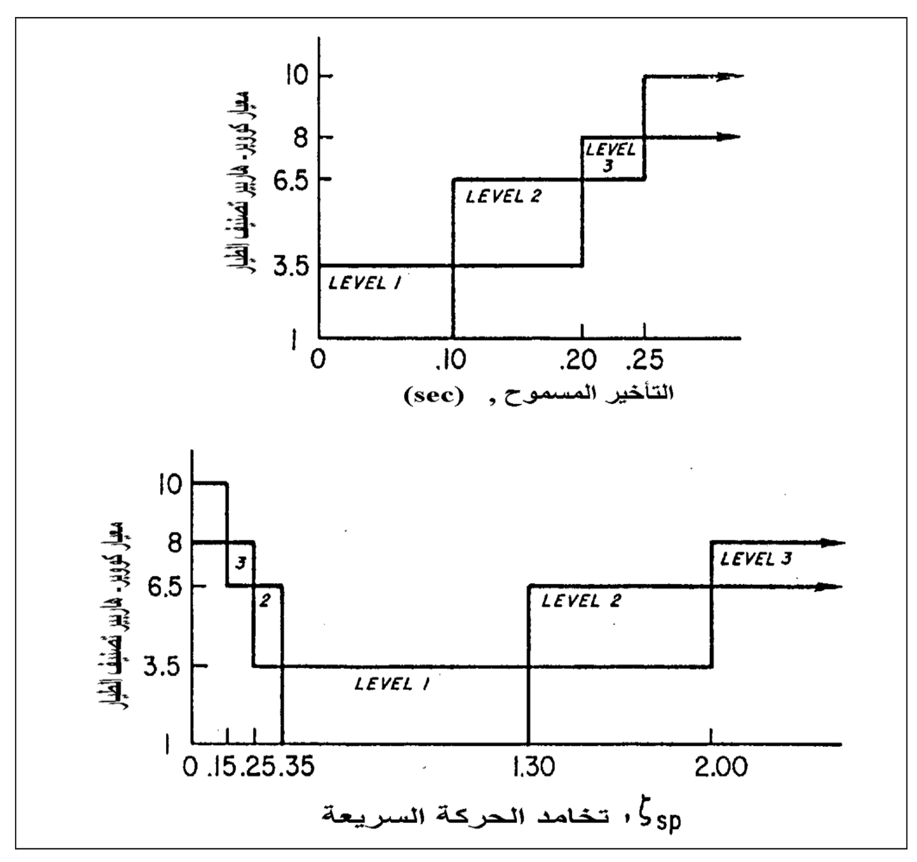
الشكل 10 ـ 4 التردد الطبيعي المكافئ لنمط الحركة الاهتزازية السريعة ومتطلبات مُوسِط تحكم الاستباق (MIL-F-8757C short-period mode equivalent natural frequency and CAP (Control Anticipation Parameter) requirements (1980)).

معيار تحكم الاستباق الشامل لغوتري وكوك (GCAP)، Gautry and Cook's generic CAP, or GCAP

يمكن توسيع معيار تحكم الاستباق للطائرة المتزايدة (augmented aircraft) بدون اللجوء إلى الأنظمة المكافئة. ويستخدم معيار تحكم الاستباق الشامل GCAP مُوسِطات مختلفة عن موسطات CAP ولكن لها نفس التفسير. لا يستند

GCAP على موسط داله تحول قصيرة الأمد، كما أنه لا يحتاج إلى التسارع الطبيعي للحالة المستقرة (steady-state normal acceleration)، كما هو الحال مع CAP.

إن معايير GCAP معرقّة تعريفاً جيداً حتى في حالة أنظمة التحكم بزاوية التسلق/الانحدار (pitch control) المتزايدة بالكامل كالنظام الموجود في الطائرة Boing 777، أو في سلسلة طائرات Airbus A320-A340.



الشكل 10 ـ 5 متطلبات الأنظمة المكافئة من أجل التخامد والتأخير الزمني للحركة الاهتزازية السريعة الطولية. (من: .(MIL-F-8785C, November 1980).

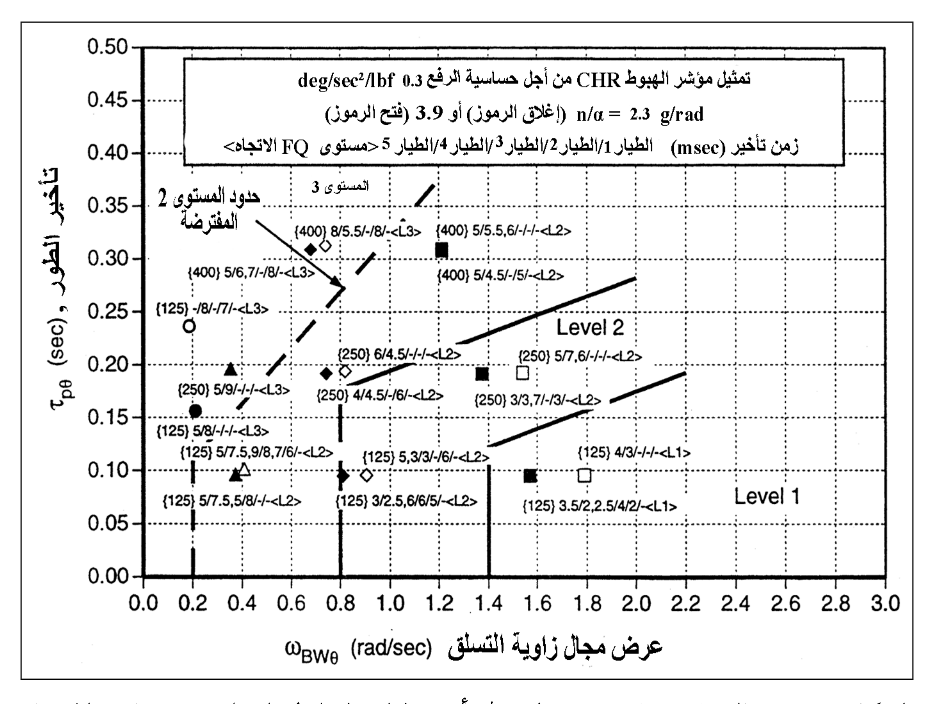
معيار عرض الموجة Bandwidth criterion

يستند هذا المعيار إلى دالة التحول إلى وضع تسلق (pitch attitude) كخرج من أجل قوة تحكم كدخل. ويتم تعريف عرض موجة وضع التسلق اعتباطياً (gain

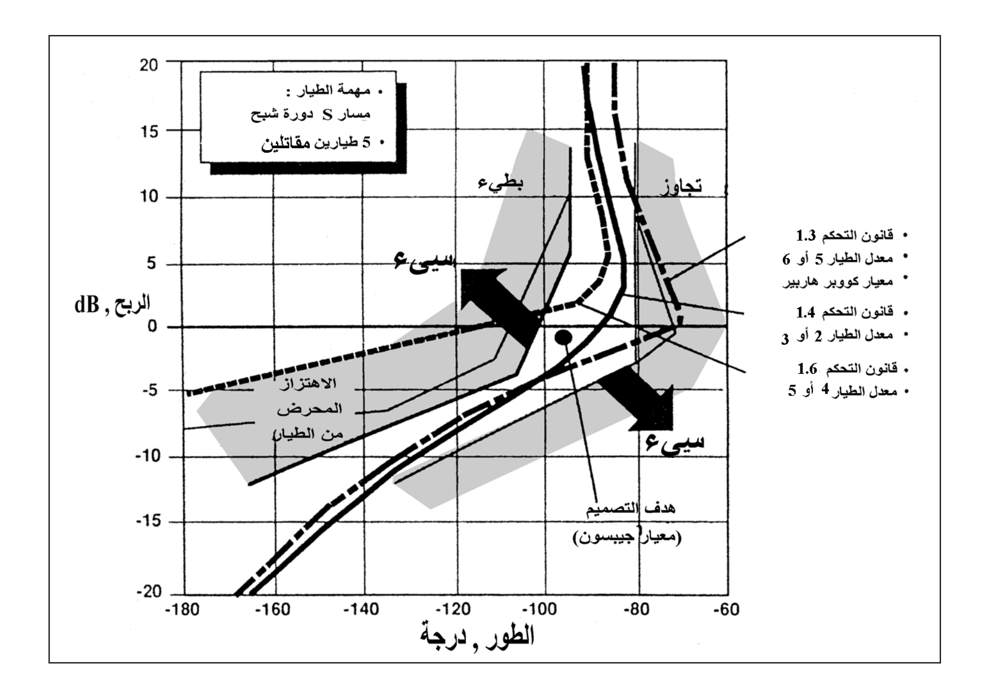
(bandwidth frequencu) حيث يكون هامش الكسب مساوياً إلى 6 ديسيبل (db). وتردد عرض الموجة الطوري (phase bandwidth frequency) حيث يصل إلى هامش طوري مقداره 45 درجة. والعامل الإضافي هو التأخير الطوري (phase delay) الذي يكون مسؤولاً عن تأخيرات الطور المسببة من مكونات التردد العالي مثل بادئات التحكم (contal actuators). ويبيّن الشكل 10-6 مخططاً نمطياً لمعيار عرض موجة. ويعتبر معيار عرض موجة. ويعتبر معيار عرض الموجة هاماً، على الرغم من أن الشكل الدقيق للحدود المناسبة لا يزال مسألة بحث.

معيار مخطط جيبسون نيكولز Gibson Nichols chart criterion

يحدد هذا المعيار مناطق خواص الطيران المرضية وغير المرضية في مستوي نيكولز (Nichols' plane) في دالة كسب وطور تحول الأنشوطة المفتوحة (open loap transfer fucntion gain and phase) والنسخة الأولى لهذا المعيار مبيّنة في الشكل 10-7، حيث يظهر مفهوم وضع الارتداد (dropback) على المخطط، بعبارة سيتم تعريفها لاحقاً.



الشكل 10 ـ 6 مثال على معيار عرض الموجة/ تأخير الطور لسلوك التسلق، مع نتائج الاختبار (من: Field and Rossitto, 1999).



الشكل 10 ـ 7 تقييم الطيار لإستجابة التسلق باستخدام صيغة مخطط جيبسون نيكولز (من: Blight, 1966).

10 ـ 3 ـ 3 المعايير المستندة إلى نطاق الزمن Time-domain-based criteria

تدور مواصفات الاستجابة بنطاق الزمن على الحاجة إلى أنظمة مكافئة. وقد استخدم الشكل في القياس للاستجابة بنطاق الزمن النسخة القياسية لخواص جودة الطيران في الولايات المتحدة عام 1978، (MIL-STD-1797) (الشكل 8-10)، كما اقترحت معايير أخرى للاستجابة بنطاق الزمن، وفق التالي:

المُوسِط *C: لقد أوجد كل من مالكولم (L. G. Malcolm) وتوبي (H. N. Tobie) المُوسِط *C لكي تنسجم استجابات التسارع ومعدل التسلق (pitch rate) لدخل التحكم بزاوية الرفع.

*C هو في الحقيقة عامل مرُجح للدمج الخطي للاستجابتين، وعادة أقرب إلى مؤشرات الأداء المرُجح (weighted performance indices) المستخدمة في حسابات الأمثلية (optimization calculation).

موسط الاستجابة الزمنية: وسع أبرامز (C. R. Abrams)، بعد بضعة سنين مقاربة الموسط *C مع موسط استجابة زمنية يتضمن التأخير الزمني، بالإضافة إلى عبارات التسارع الطبيعي ومعدل التسلق/ الانحدار (pitch rate).

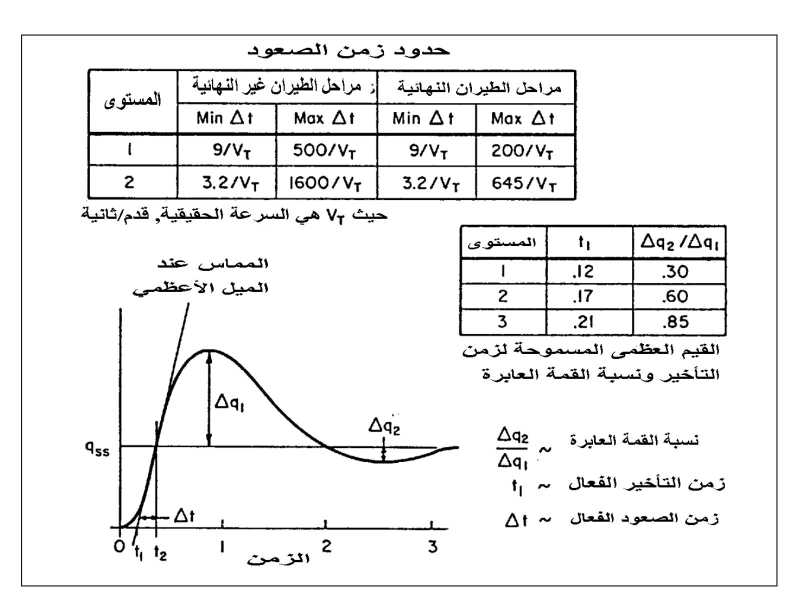
معيار انحدار جيبسون: ويشير هذا المعيار إلى تغير وضع زاوية التسلق/ الارتفاع بعد ورود نبضة موجية لزاوية هجوم الطائرة حيث يزداد وضع الرفع بالانحدار (dropback). هذا ويرتبط الانحدار البطئ بالملاحقة (tracking) الهينة، فيما يسبب الانحدار السالب (تجاوز زاوية الرفع -pitch overshot) نوع من الاستجابة غير المرضية لأداء التسلق أو الانحدار في التطبيقات السريعة أو قصيرة الأمد.

حدود الاستجابة الزمنية الخاصة: لقد كانت الحدود العليا والدنيا للاستجابة الطولية شكلاً من أشكال المواصفات الثابتة والمستخدمة بكثرة في حالتي استجابة التقرب للهبوط (landing approach) وحالة الإقلاع والطيران (up-and-away-flying) وإن استجابة التحكم الطولي للمكوك الفضائي (space shuttle) تحكمها هذه الحدود (الشكل 10-9)، وهي تتسق على ما يبدو بالمحاكاة الكمبيوترية.

يقول جيبسون (Gibson) (2000) إن الحدود العليا تحدد بشكل كبير وخاص الاستحواذ السريع لزاوية الهجوم، التي تتغير استجابة لطلب زاوية التسلق الارتفاع، وهي مسؤولة عن مشاكل ملامسة (touchdown) مكوك الفضاء عند تقربه للحط.

ويضيف جيبسون:

> **إن مشروع** HOTOL **(مشروع بريطاني يقلع فيه المكوك كطائرة ولا يطلق كصاروخ) قد تمّت دراسته في وارتون** (Warton). **من خلال التصميم الأمثل لديناميكيات استجابة التسلق** (pitch)، **وبعبارة أخرى لقد جعلت استجابة مسار الطيران السريع** (rapid flight reponse) **وما تقتضيه من تجاوز كبير (معنوي) لمعدل الرفع، من الملامسة** (touchdown) **الدقيقة والأوتوماتيكية أمراً سهل المنال في تجارب المحاكاة.**



حدود زمن الصعود

المستوى	مراحل الطيران غير النهائية		مراحل الطيران النهائية	
	Min Δt	Max Δt	Min Δt	Max Δt
1	$9/V_T$	$500/V_T$	$9/V_T$	$200/V_T$
2	$3.2/V_T$	$1600/V_T$	$3.2/V_T$	$645/V_T$

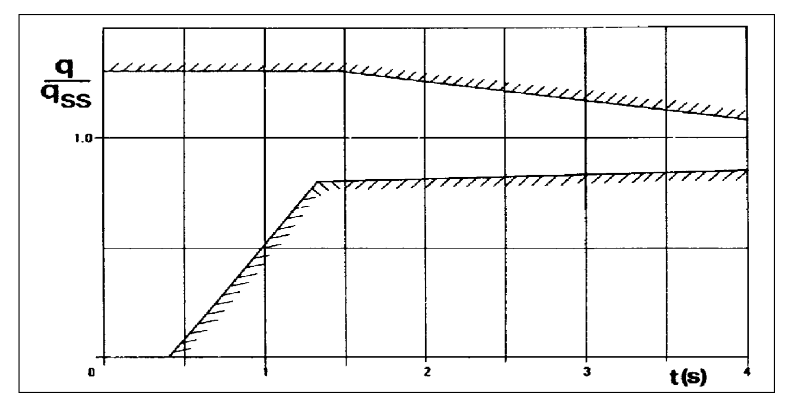
حيث V_T هي السرعة الحقيقية، قدم/ثانية

المستوى	t_1	$\Delta q_2/\Delta q_1$
1	.12	.30
2	.17	.60
3	.21	.85

القيم العظمى المسموحة لزمن التأخير ونسبة القمة العابرة

الشكل 10 ـ 8 استجابة سرعة التسلق لدخل تحكم مفاجئ. لهذا لنوع من وصف الاستجابة العابرة ميزات تطبيقه على الاستقرار المتزايد عالي الدرجة من الطائرات المتزايدة، بالإضافة إلى الطائرات غير المتزايدة (من: MiL Standard MIL-STD-1797, 1987).

هذا، ولقد تحقق مزيد من التقدم في فهم وتحسين المناورة الطولية باستخدام دراسات الحلقة المغلقة (closed-loop studies) ونموذج الطيار البشري (انظر الفصل الحادي والعشرين).



الشكل 10 ـ 9 مثال لحدود الاستجابة الزمنية. استجابة سرعة التسلق على دخل نبضة خطوية (step-type manipulator input) **يجب أن تقع بين الحدود. يتم تطبيع استجابة سرعة التسلق** q **بواسطة القيمة المستقرة** q_{ss} . **وهو حد الاستجابة الزمنية الخاص المطبق على المكوك الفضائي.**
(من: Mooij, SGARD L.S 157, 1988).

10 ـ 4 من الدحرجات السريعة إلى الدورانات الحادة Rapid rolls to steep turns

لا يتطلب استخدام دفات الدحرجة (ailerons) فقط للحصول على دحرجة حادة (steep rolls) ومن ثم دوران حاد (steep turn) وإنما يتطلب أيضاً التنسيق (coordination)، أو معالجة الانعراج المعاكس (adverse yaw) الذي يرافق الدحرجة. ويتوجب إبقاء شعاع رفع الطائرة (lift vector) قريباً من مستوى تناظر الطائرة أثناء أداء الحركة، وعندئذٍ ستبقى فقاعة مؤشر الدوران والانزلاق (turn X slip indicator) قريباً من الوسط (انظر الفصل الخامس عشر، والفقرة 10-1)، وسيقال عن المناورة إنها منسقة (coordinated).

وهنالك شرط تنسيق بديل بالإضافة إلى معالجة الانعراج المرافق للدحرجة هو كبح الانزلاق الجانبي (sideslip suppression)، الذي يضع شعاع السرعة في مستوي تناظر الطائرة (palne of symmetry).

لنبدأ مع متطلبات جيلروث (Gilruth) لسنة 1943 من جودة طيران مقنعة، إذا تم فحص متطلبات التنسيق في حالة حركة دحرجة سريعة بإبقاء دفتي الاتجاه ثابتة عند حالة الضبط الأولية (initial trim position). عندئذ سوف يُقارن ذلك بالانحراف الأعظمي للانزلاق الجانبي ومُركبة الدحرجة الهولندية للانحراف من خلال تقييم الطيار الذي يستعمل كأساس لمتطلبات التنسيق في سلاح الجو الأميركي.

ركزت الدراسات الحديثة الخاصة باستجابة الدحرجة والدخول إلى الدورانات الحادة في الطائرات التكتيكية على دفة الاتجاه (rudder) في التنسيق (coordination). وطبقت نظرية دالة التحول، تماماً كالحالة التي تم وصفها للتو بالنسبة إلى مناورات الرفع (pitch maneuvers). وكما هو موضح في الشكل 10 ـ 10، يقارن تخمين الطيار (pilot rating) مع الموسطات المشتقة من الدحرجة والانزلاق بسبب فعاليات حركة انتقال دفة الدحرجة، ودقّة الاتجاه (Hoh and Ashkenas, 1977). وقد افترض أن تدوير دفة الاتجاه هي الحركة المستخدمة في نمط التنسيق للحفاظ على زاوية انزلاق تساوي صفراً، في حالات الدحرجة النترية عند تحريك دفة الدحرجة (aileron)، ومثلما يدرب الطيارون على القيام به أثناء دراستهم.

وعليه، فإن جوهر طريقة هوه واشكيناز يتركز في حل التغذية الجانبية لتحريك دفة الاتجاه بدقة والذي يتحقق باستخدام دالة التحويل الخطية.

ويقع الحل في جزئين، مقدار وطور. ويقصد بالاعتماد على الطور (phase

(dependence: الاعتماد على تفاصيل الديناميك الجانبي للطائرة، وكمية حَرف دقة الاتجاه لضبط التنسيق، أو إجراء تغذية جانبية التي يمكن أن تزيد أو تنقص بعد تطبيق دفة الاتجاه الابتدائي.

وقد أظهرت النتائج النهائية للتحليل انحيازاً قوياً وحاجة إلى طور التغذية المتصالبة (cross-feed phasing) لدفة الاتجاه. ويتحمل الطيارون المقدار الأكبر من زاوية دفة الاتجاه عبر التغذية الجانبية. وفي الحالة التي تتناقص فيها هذه الزاوية باتجاه الصفر عبر التغذية الجانبية إلى ما بعد القيمة الابتدائية، أو إذا غيّرت إشاراتها خلال الدوران، تتدهور توقعات الطيار. وعندئذٍ، يتم التسامح مع مستويات تغذية جانبية أصغر.

هذا ويشتق موسط طور التغذية المتصالبة μ الذي يفسر هذه التداعيات من نسب البسط في دالة التحول لدفة الاتجاه وحتى الانزلاق الجانبي ودفة الدحرجة إلى الانزلاق الجانبي. ولدى استثناء عبارات التردد الواطئ (الجاذبية) والعالي (القوة المباشرة) يصبح الموسط μ معبّراً عن الفصل بين الصفر البسيط في مقادير البسط هذه. أما القيم الموجبة لـ μ فتتاسب مع التزايد في متطلبات دفة الاتجاه خلال الدوران والقيم السالبة تتناسب مع تناقص الحاجة لهذه الدفة والحالة المثلى التي تنتهي فيها القيمة المستقرة في الدوران بالصفر، تتطابق مع μ=-1.0

10 ـ 5 المُناوراتية العالية، زوايا الهجوم العالية Supermaneuverability, High Angles of Attach

لقد اتّبَع أسلوب القتال الجوي (air-to-air-combat)، حتى سبعينيات القرن الماضي، النمط الذي اعتُمِد خلال الحرب العالمية الثانية. وفي هذا النمط يناور الطيار المقاتل ليبقى خلف الطائرة العدوة أطول فترة ليستمكنها بمدافعه الرشاشة.

ويشبه التكتيك المعتمد هذا نمط الاستمكان باستخدام الصواريخ الموجهة ذات حقل الرؤية الضيق (narrow-field-of view guided missiles) مثل AIM-9 Sidewinder. وفي حالة الصاروخ يتم المحافظة على التسديد على موضع ذنب الطائرة العدوة في الأمام لفترة طويلة وبما يكفي لورود إشارة تحقق الاستمكان، عندئذٍ يتم إطلاق الصاروخ.

ثم أتت هوكر سدلي (Hawker-Siddeley) البريطانية في نهاية الستينيات بمفهوم نظام التحكم بناقل دفع الصاروخ (Taildog) أو (Thrust-Vector

(Controlled Taildog Missile) جاعلة من إمكانية الإطلاق من خلال ثقب (bore sight launch) أمراً ممكناً. وبمكاملة هذا النظام مع نظام بصري مركب على الخوذة، يمكن لهذا الصاروخ أن يطلق على طائرة هدف من أي موقع أو وضع يتمكن منها وحتى عندما يقفل صاروخ على هدفه ثم ينطلق باتجاهه، أصبح الآن ممكناً، ولا يزال هنالك اهتمام بدور المدفعي (gunnery) في المعارك الجوية. فضلاً عن ذلك، هنالك اهتمام أيضاً في تمكين المدفع في زوايا هجوم كبيرة من زيادة فرص إطلاق للنار أثناء القتال الجوي.

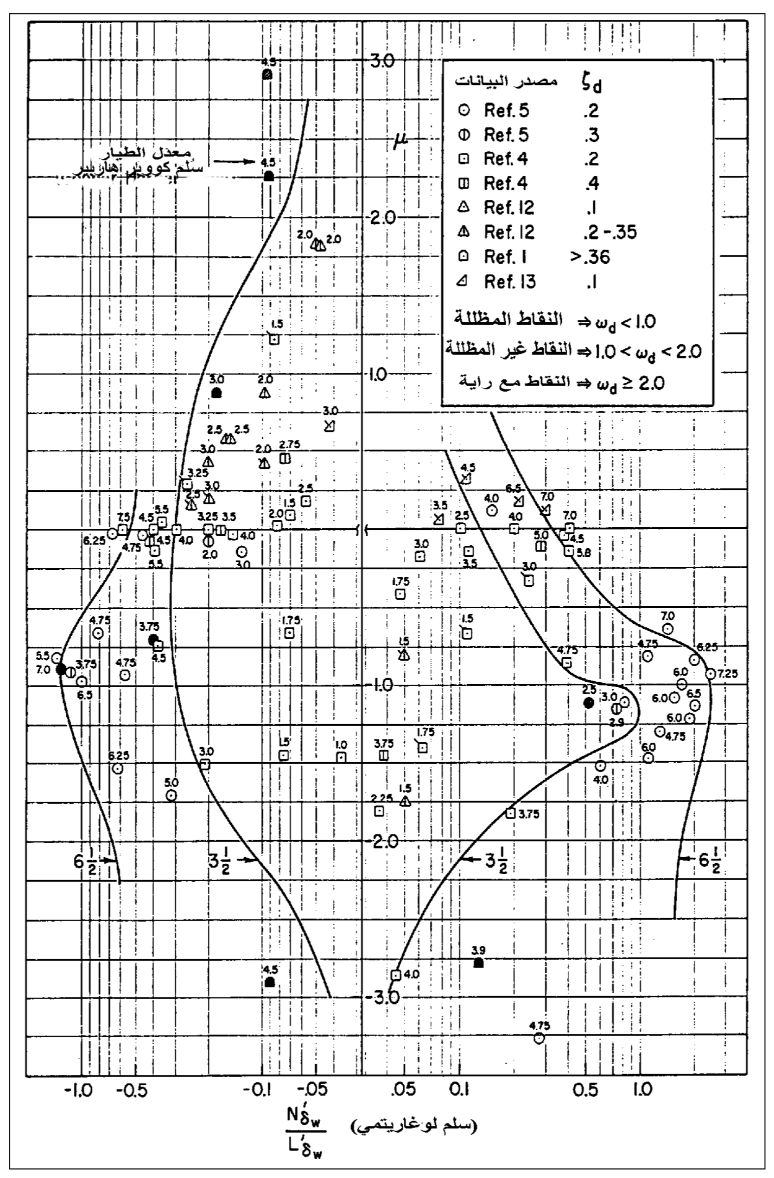
تعرف المناوراتية الفائقة (supermaneuverability) القدرة على التحكم كلياً أو جزئياً بطائرة في حالة انهواء. ويتم ذلك في شكلين: **الأول**: من خلال مناورة ديناميكية لإيصال الطائرة إلى زاوية هجوم عالية، تفوق أية نقطة توازن أو ضبط اتزان (equilibrium or trim point). وعندئذٍ، سيحمل عزم زاوية التسلق الزاوي (pitching angular momentum) الطائرة لحظياً إلى زاوية هجوم ذروية (peak angle of attack).

والشكل **الثاني** للمناوراتية الفائقة أن يتم الطيران بموازنة موازن الضبط (trim) إلى ما وراء زاوية الانهواء. لقد لوحظت المناورة الفائقة كطريقة لوضع الطائرة خلف ذيل الطائرة الهدف. وتضيف المناورة الفائقة إلى خيارات الطائرة المقاتلة بالنمط القديم (dogfight) من خلال الخداع، أو دفع الطائرة الهدف أن تتجاوز موقع الطائرة المدافعة.

ومناورة الكوبرا (cobra maneuver)، التي طبقتها طائرة سوخوي Su-27 وبقيادة الطيار الروسي فيكتور بوغاتشوف (Viktor Pugatchov) في مطار لوبورجيه عام 1989. كانت مناورة من الطراز الرفيع، ويذكر أن المناورة نفسها تم أداؤها بطائرة ميغ 29، (Mig-29).

تبدأ مناورة الكوبرا في حالة الطيران غير الانهوائي، بتطبيق سريع جداً (ناتر) لرفع أنف الطائرة (full nose-up control) حيث يبقى مرفوعاً حتى نقطة زاوية الهجوم العظمى (حوالى 90 درجة). ثم يتم تحييد القيادات لكي يتم الاسترداد (recovery)، بافتراض أن لهذه الطائرة عزمَ غوصٍ (pitch down) سالباً أو زاوية تسلق/انحدار في تلك النقطة.

تستغرق المناورة بالكامل حوالى 5 ثواني بدون كسب كبير بالارتفاع، لكن بفقدان كبير بالسرعة الجوية، وفي الطاقة الحركية.



الشكل 10 ـ 10 متطلبات التغذية الجانبية لدفة الاتجاه لتنسيق دخول الدحرجة، هي عامل هام للطائرات مع مميزات جيدة للاهتزاز الهولندي. يعبر محور السينات عن كمية وحساسية دفة الاتجاه المطلوبة. ويعبر محور العينات μ عن قيمة الطور المطلوبة كدخل لدفة الاتجاه. تبقى زاوية دفة الاتجاه ثابتة بعد الدخل الابتدائي كقيم موجبة لـ μ ويتم عكسها من أجل القيم سالبة لـ μ. ينتج تسامح الطيار الأكبر من أجل تغذية عرضية مطلوبة مع 1- = μ، والذي من أجله تنتهي التغذية الجانبية إلى الصفر بعد أن يتم تثبيت الدحرجة. (من : Hoh and Ashkenas, *Journal of Aircraft*, February 1977).

في المعركة الجوية، يحاول المرء تحقيق أكبر قدر من السرعة وأقصى إجمالي طاقة (كامنة وحركية) كإحتياطي لإجراءات مناوراتية لاحقة. لذلك، صرح الرائد الأميركي مايكل جيرزانيكس (Michael A. Gerzanics)، طيار اختبار مشروع الدفع الموجه (vectored-thrust) للطائرة F-16 بأن المناوراتية الفائقة ليست بذي نفع في المواقف التكتيكية عامة، بل هي شيء يُوَد توفيره عند الاشتباك الجوي القريب مع خصم قوي. ومن الواضح، أن أيّاً من عزوم الانعراج أو التدحرج التي تتطور خلال فترة الخمس ثواني قبل حصول الانهواء يجب أن تكون صغيرة جداً وغير مؤثرة في مناورة الكوبرا. وعلم أن مناورة الكوبرا قد عززت بحركة جانبية مطورة أطلق عليها الخطاف (hook).

10 ـ 6 الإيروديناميك غير المستقر في نظام المناوراتية الفائقة Unsteady Aerodynamics in the Super Maneuverability Regime

لقد توجب على نمذجة نظام المناورتية الفائقة أن يأخذ بالحسبان التأثيرات الإيروديناميكية غير المستقرة فوق الانهواء (Zagainov, 1993). وقد وصف زاغينوف حالة متغيرة في النموذج الرياضي المطور من قبل غومان (M. G. Goman) وخرابروف (A. N. Khrabrov)، لمعاملات مثل C_z وC_m. فللنموذج، معادلة من الدرجة الأولى تحدد الاعتماد على الزمن (الشكل 10-11). وبذلك يمكن نمذجة حلقة تباطؤ مثالية (typical hysteresis loop)، التي وجدت في اختبارات الاهتزاز القسرية (forced oscillation tests) في نظام الانهواء، وبهذه الطريقة ناقش زاغينوف، كذلك، عزوم الانعراج والدحرجة القوية التي تظهر في مدى زوايا هجوم حيث تتكون الدوامات (vortices) من السطوح الإيروديناميكية الصغيرة على الهيكل وتمتد حتى مقدم هذه السطوح. هذا ولا تعمل الدوامات المولدة في النفق الهوائي المستقرة وحسب، بل هي أيضاً مرتبطة بعامل الزمن، في إظهار حلقات التباطؤ.

هذا وقد تم تسليط ضوء إضافي على الانسياب الهوائي المعقد وغير المستقر في نظام المناوراتية الفائقة من خلال الجمع بين اختبارات النفق الهوائي وبرنامج الانسياب المرئي (flow visualization program)، (Ericson and Byers, 1997).

وكان العامل الرئيسي الأول هو الترابط بين حركة الطائرة والفصل غير المتناظر للسريان العرضي على مقدمة الجسم الخفيف، وأن امتدادات الحافة الأمامية للجناح، LEX، كتلك الموجودة في الطائرتين F-16 وF-18 تغيّر من طبيعة فصل السريان العرضي، وكما يبدو في الاتجاه المفيد.

10 ـ 6 ـ 1 نموذج دالة التحويل للسريان غير المستقر The transfer function model for unsteady flow

يتوقع المختصون بعلم الإيروديناميك والمطلعون على صياغة برايان لمعادلات اضطراب حركة الطائرة، أن يجدوا قوى وعزوماً إيروديناميكية موضحة بتوسع في سلسلة تايلور. وكمثال، إن معامل عزم الانعراج C_n يوسع إلى:

$$C_n = C_{n\beta} \times \beta + C_{np} \times \frac{pb}{2V} + C_{mr} \times \frac{rb}{2V} + C_{n\delta} \times \gamma + \cdots$$

وتستخدم السلسلة المشتق الأول للدالة (C_n) قياساً بالمتغيرات المستقلة، مثل متغيرات حالة الطائرات β، p، r، δ، وهكذا. مع هذه الأرضية من المتغيرات، يكون من الطبيعي معالجة تأثير السريان غير المستقر بإضافة حدود اشتقاقات أعلى للتوسع، مثل $C_{n\beta} \times \beta$.

ومع أن هذه المقاربة متوازنة رياضياً إلا أنها تمتلك خللاً جدياً (Greenwell, 1998). فإن القيم العددية للمشتقات عالية الرتبة مثل C_n لا تكون صحيحة إلا عند تردد اهتزازي واحد. وأن القيم العددية التي استحصل عليها من منصات النفق الهوائي صحيحة فقط في الترددات المقيسة ولكن غير صالحة، عموماً، في الحركات الزاوية الحرة أو المتحكم بها من قبل الطائرة.

وحل هذه المشكلة يظهر جلياً للمهندسين الذين تدربوا على نظرية آلية المخدم المؤازر (servomechanism theory). أي، التعامل مع العزم والقوة الإيروديناميكية الناتجة من السيرورات الديناميكية كما يتم التعامل مع المشغلات الهيدروليكية (hydrolic actuators) والشبكات الكهربائية. ويكون مفهوم دالة التحويل المبينة في الشكل 10-2 مثالياً لهذا التطبيق. وبإمكان طرق نمذجة رياضية أخرى مثل تحليل دالة فورير (Fourier function analysis)، الوصول إلى نتائج مماثلة أيضاً، ولكن وحسبما أشار غرين ويل (Greenwell) بأن لمقاربة دالة التحويل ميزة فضلى هي سهولة تكاملها مع رموز برنامج محاكاة الطيران الكمبيوتري (Abzug, 1997). وأضاف غرين ويل مقترحاً دالة تحويل موازية، للتطبيقات عند زوايا هجوم تؤدي إلى سريانات مفصولة ودوامات انفجارية، كل مع نموذجه الرياضي المميز. لا تتحدد دالاّت التحويل بأشكال التأخير من الدرجة الأولى (first order lag forms) ولكنها هيمنت على هذا الحقل إلى حدّ الآن.

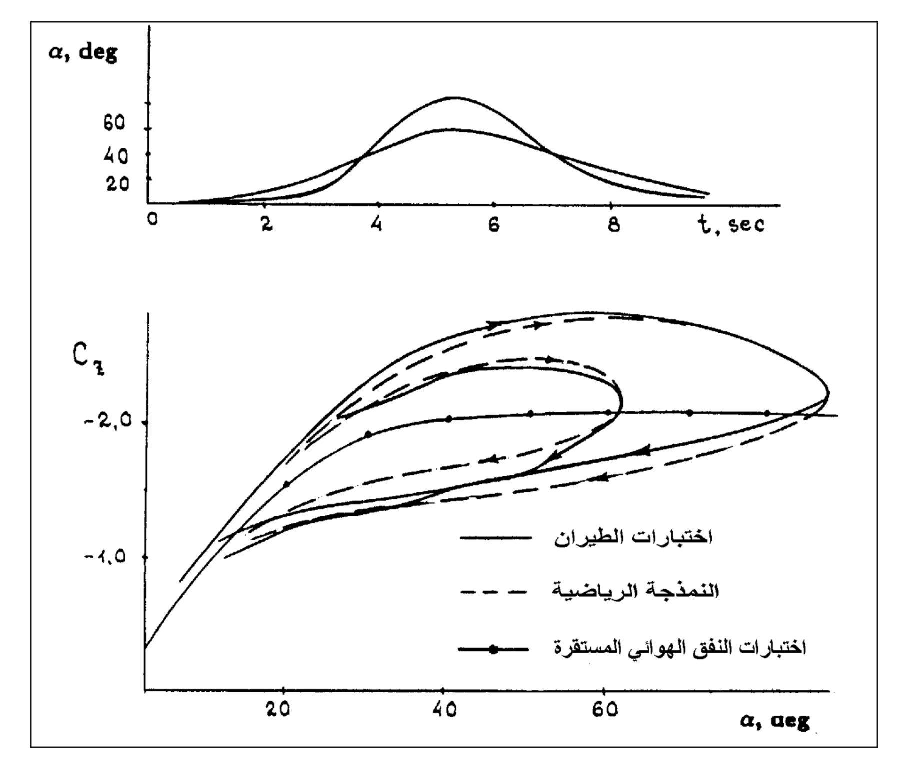
هذا، ويضيف شكل التأخير من الدرجة الأولى حالة جديدة إلى فضاء حالة

النموذج الإيروديناميكي، كما في مثال غومان وخرابوف المبيّن في الشكل 10-11.

$$C_z = C_{z_{\alpha l}}(\alpha, x) + C_{z_q} \frac{qC}{v}$$

$$C_m = C_{m_{\alpha l}}(\alpha, x) + C_{m_q} \frac{qC}{v} + C_{m_{\delta e}} \delta_e$$

$$\tau_1 \frac{dx}{dt} + x = x_0(\alpha - \tau_2 \alpha^o), \qquad (|x| \leq 1)$$



الشكل 10 ـ 11 النموذج الرياضي المرتبط بالزمن للعزوم والقوى الإيروديناميكية والمقترح من قبل غومان وخرابوف من أجل مواجهة نمط الانهيار الكامل للمُناوراتية العالية. في الأسفل، تغيرات معامل الرفع مع زاوية الهجوم، باستخدام هذا النموذج. (من: Zgainov, AIAA Paper 93-4737, 1993).

إن مفهوم دالة التحويل المطبق في نماذج الإيروديناميكيات غير المستقرة في محاكاة الطيران الكمبيوترية هو مفهوم نمطي للعديد من التطويرات، بمعنى أنه يصعب تحديد الأولويات باستخدامه. وقد نسب غرينويل إلى الدكتور برنار ايتكين (Bernard Etkin) مصدر هذا المفهوم، للورقة العلمية التي نشرها في تورونتو

(UTIA Report 42)، عام 1956. وكانت بواكير الأعمال على هذا المفهوم قد أنجزت أيضاً على أيدي كنيث روجرز (Kenneth Rogers) وتوماس بيركهارت (Thomad Burkhart)، وروي ريتشاردسون (Roy Richardson)، وموتي كاربل (Moti Karpel)، ووليام رودن (William P. Rodden)، وفيبا (R. Vepa).

إن أول نموذج مخدم هوائي مرن (aeroservoelastic model) لطائرة الأبحاث Grumman X-29A ذات الأجنحة المتراجعة إلى الأمام، استخدم نموذج دالة التحويل لمجابهة الإيروديناميكيات غير المستقرة. كذلك استخدم نموذج دالة التحويل وبنجاح لدى DLR على نموذج تباطؤ الرفع عند الانهواء للطائرة Fairchild/Dornier Do 328، (Fischenberg, 1999) (انظر الفصل الرابع عشر والفقرة 8-4).

10 ـ 7 المشكلة العكسية Inverse Problem

إن الشرط المسبق للتحليل الخطي هو عبارة عن حركة مرجعية يحصل حولها اضطرابات صغيرة. ويمكن أن تشكل الحركات المرجعية في حالة المناوراتية الفائقة للطائرات المقاتلة مشكلة خاصة. فالمناورة المستوية (planar manenver) كمناورة الكوبرا الخاطفة يمكن توليدها دون صعوبة من معادلات مسار الطيران (بحذف ديناميك الفترة القصيرة) لأية طائرة معيّنة.

وبالإمكان تطبيق إيروديناميك رفع أنف الطائرة بالكامل (full-nose up) أو باستخدام التحكم بقوة الدفع (thruster control) وصولاً إلى وضعية الذروة المطلوبة أو حتى الوصول إلى زاوية الهجوم المطلوبة، ويتبع ذلك تغطيس أنف الطائرة بسرعة وبالكامل (full nose down control). وقد تسفر مناورة الأنشوطة المقترحة (open loop) هذه عن سجل زمني للسرعة، والارتفاع وزاوية الهجوم التي منها يمكن اختيار نقاط العمل لتحليل استقرار الاضطرابات الصغيرة.

ويمكن توقع الصعوبات فقط إذا تم تحديد مسار المناورة في الفضاء العطالي بدلاً من التعاقب الزمني للأنشوطة المفتوحة لزوايا التحكم أو الدف.

في مثل هذه الحالة، يكون الحل المعكوس مطلوباً لتحديد سرعة الطائرة على امتداد المسار، والتأكد بأن المناورة ممكنة، بمعنى أنه لم يتم تجاوز حدود التحكم. ومرة أخرى لا يضيف تحديد المسار المستوي المرجعي للحل المعكوس أية صعوبة.

إنما هذه الحالة تكون مختلفة في المناورات غير المستوية (nonplanar) والتي تصبح فيها الأبعاد الهندسية (geometry) معقدة.

من حيث المبدأ، بإمكان المتواليات الفضائية لست حالات من هياكل طائرات طبيعية، وثلاث إحداثيات توضع (position coordinates) لمركز محاور الجسم، وزوايا يولر (Euler angles)، أن تحدد مناورة أية طائرة. وقد افترض مجموعة من مسارات الإحداثيات الطبيعية بدلاً عن ذلك، ولاسيما ما يتعلق بالمناورات غير المستوية (Myers, McRuer, and Johnston, 1987). وقد توضّحت هذه الطريقة بتطبيق المناورة التكتيكية yo-yo المعروفة، وأصبحت إحداثيات المسار الطبيعي ـ المماس، والعمود (normal)، والعمود الثنائي (binormal) ـ مفاهيم شائعة في الميكانيك الكلاسيكي.

10 ـ 8 التحكم بمتجه الدفع في المناوراتية الفائقة Thrust-Vector Contral for Supermaneuvering

فيما هو ممكن تطبيق مناورة فائقة، كالكوبرا مثلاً، بواسطة تحكمات إيروديناميكية اعتيادية، تبلور اهتمام متزايد باستخدام متجه الدفع (thrust-vectoring) لإنجاز هذه المناورات (Gal-Or and Baumann, 1993). وتتوفر أربعة برامج توجيه دفع حديثة تم عرضها إلى حدّ الآن هي:

برنامج F/A-18 HARV (High Alpha Research Vehicle) وفيه يتم عكس اتجاه الدفع بواسطة ثلاث عنقات لكل محرك للتحكم بزاوية الرفع، والانعراج وإلى أقصى زاوية مقدارها 12.5 درجة، ويتوفر أيضاً التحكم بالدحرجة في حالة وجود محركين للطائرة.

برنامج X-31 وفيه يتم توجيه الدفع للحصول على زاوية تسلق/انحدار، وانعراج إلى درجة قصوى مقدارها (15 درجة)، باستخدام مجاديف كربونية متكاملة مع نظام تحكم الطيران.

برنامج F-16D MATV: ويتكامل نظام توجيه الدفع هذا مع المحرك ليعطي أقصى زوايا انعراج وتسلق/انحدار مقدارها 17 درجة (الشكل 3-13).

برنامج Prototype YF-22 وفيه يتغير اتجاه فوهه النفث في مؤخرة المحركة في حالة التسلق/الانحدار بزوايا هجوم تزيد على 12 درجة وسرعة

جوية دون 200 عقدة، وتعشق حركة فوهة النفث عادة مع حركة حرف الموازن الأفقي للذنب.

تبقى الطائرة تحت السيطرة والتحكم عند زاوية هجوم مقدارها 60 درجة (Barham, 1994).

10 ـ 9 تحكمات صدر الجسم في المناوراتية الفائقة Forebody Controls for Supermaneuvering

إن بدائل التحكم بموجه الدفع للحصول على مناوراتية فائقة في زوايا الهجوم المرتفعة هي التحكم بنفخ الهواء على نظام الدوامات الذي يتكون على سطوح مقدمة الطائرة التكتيكية. وهنالك العدد من النشريات حول تأثير الدوامات التي تتكون في نهاية الأجسام والسطوح النحيفة في قوى وعزوم الطائرة. وإن القصد من نفخ الهواء واستخدام الموازنات (tabs) على السطوح الإيروديناميكية، والجنيحات هو لتعديل تكون الدوامات لأغراض التحكم لاسيما عند المناورات الفائقة التي تجري بزوايا هجوم عالية.

عرض بيدريرو وجماعته (Pedriero [et al.], 1998) كلاًّ من الوعود والمشاكل التي تفرزها طريقة النفخ في مقدمة الجسم (forebody blowing). وإن معاملات عزوم الدحرجة والانعراج بمقدار كبير مثل 0.02 و0.04 على التوالي تتوفر عند النفخ على جانب واحد في جسم مخروطي ـ أسطواني، مع جناح دلتا متراجع بزاوية 70 درجة. من ناحية أخرى، يكون العزم الخطي مع انسياب كتلة النفث ضعيفاً لأغراض التحكم بكلفة مغلقة (closed-loop). وعند إضافة كمية مسيطراً عليها من النفخ على الجانب الآخر من الجسم يحسن الخطية إلى درجة يصبح فيها التحكم على الأنشوطة المغلقة ممكناً، وبدون التضحية بعزم التحكم المتاح. لقد بيّنت اختبارات نفخ مقدم الجسم لنموذج له ذروة (chine) في المنطقة الأوسع للجسم، تحسن خطية التحكم مع السريان الكتلي (mass flow) بدون الارتكان إلى النفخ على الجهة المقابلة (Arena, Neslon, and Schiff, 1995).

هذا، وإن استخدم نظام توجيه الدفع F/A-18HARV لتجربته مع أجسام إيروديناميكية صغيرة (Strakes) قابلة للطي في مقدمة الجسم الأمامي للسيطرة على الدوامات والتحكم بالدحرجة في زوايا الهجوم المرتفعة، وكانت النتائج ناجحة ومشجعة (Chambers, 2000).

10 ـ 10 التحكم الطولي لغرض المعالجة والاسترداد Longitudinal Control for Recovery

تتمكن الطائرات التكتيكية من الوصول إلى المناورة الفائقة بزوايا هجوم واطئة أو حتى سالبة من خلال الاستقرارية السكونية الطولية (static longitudinal stability). فالتحكم برفع كامل لأنف الطائرة يبدأ بالتسلق (pitchup)، ويحافظ عزم الأنف (nose-up pitching) على وضع التسلق. أما الاسترداد (recovery) فيتطلب عزمَ غوصٍ (nose-down pitching) يتغلب على عزم التسلق غير المستقر (unstable pitching moment) ويُترك هامشٌ لتسارع زاوي بأنف غاطس.

تم اقتراح عزم غوص مع أنف منكس كقاعدة متعارف عليها لغرض الاسترداد.

وقد استند هذا الاقتراح إلى دراسات محاكاة كمبيوترية، وإلى التصميم العملي للمقاتلة (Mangold, 1999). ويقال إن تسارع غوص مقدارة 0.3 راديان/ ثانية^2 كان كافياً لتحقيق ذلك. وهذا، يترك بدوره هامشاً للترابط العطالي بسبب الدحرجة (rolling) أثناء مناورة الرفع. وهنالك مشكلة ذات صلة هي كمية القدرة المطلوبة للتحكم الطولي في الطائرات غير المستقرة تماماً، وليس بالضرورة خلال تطبيق مناورات فائقة. ولهذه المشكلة، قرن ماتفولد التحكم بتسارع الغوص المطلوب مع الزمن لمضاعفة المطال أو القيمة (amplitude).

لقد هوجمت مشكلة تحكم الاسترداد باستخدام مقاربة جيلروث التقليدية، مرة أخرى (Nguyen and Foster, 1990) واستخدمت خواص طيران الاسترداد المرضية وغير المرضية لرسم خط معيار على مخطط معاملات عزم التسلق/ الانحدار المتاح بالحد الأدنى مع تحكم كامل بالغوص مقابل عزم العطالة وموسط (parameter) حجم الطائرة. ومع وجود خمس نقاط بيانات طيران، يدعي نغوين وفوستر (Nguyen and Foster) بأن معيارهما هو الأول.

10 ـ 11 ملاحظات ختامية Concluding Remarks

يغطي بحث مناورة الطائرة التكتيكية الحالي كافة جوانب حقل الاستقرار والتحكم، وابتداءً من دوال التحول الخطي إلى الإيروديناميكيات غير المستقرة والمعقدة، إلى سريان الدوامات المدمجة الموجودة في زوايا هجوم عالية جداً. ويبدو أن مزيداً من التقدم ونظريات جدية أصبح محتملاً بوصول تقنيات توجيه الدفع (thrust vectoring) والقوة الجانبية المباشرة (direct-side) والتحكم بالقوة العمودية والمعدلة.

الفصل الحادي عشر

صعوبات تكتنف رقم ماخ المرتفع

High Mach Number Difficulties

فيما تقترب الطائرة من تسارعها لتتجاوز سرعة الصوت (761 ميلاً/ الساعة عند مستوى سطح البحر)، تغيّر انضغاطية الهواء من طبيعة سريان الهواء، فإن رقم ماخ (Mach number) الذي يمثل نسبة السرعة الجوية إلى سرعة الصوت، يعني كيفية تتبع مسار تغيرات سريان الهواء وتأثيرها في استقرارية الطائرة والتحكم بها. ومنذ المواجهة الأولى لسرعة الصوت أثناء الطيران، في بداية الأربعينيات وإلى حدّ الآن ظل تأثير الانضغاطية الهاجس الأهم بالنسبة إلى مصممي الطائرات ذات السرعات العالية.

11 ـ 1 التعزيز البطيء — Slow Buildup

لقد نما فهمنا لتأثيرات الانضغاطية في استقرارية الطائرة والتحكم بها ببطء من خلال تعزيز نظريات ديناميكية الطيران وبيانات النفق الهوائي، بدون أن يعزز ذلك تنامي في الخبرة العملية ولسنوات طويلة.

لقد بدأ التنامي في الجانب النظري منذ عام 1916، من خلال أبحاث اللورد رايلي (Lord Rayleigh)، تبعتها أبحاث برايان (G. H. Bryan) في عام (1918). وفي الوقت عينه، بدأت دراسات النفق الهوائي أيضاً، ولكن لم تمضِ فترة عشرين عاماً، أي في السنوات الأولى للحرب العالمية الثانية، حتى ظهرت «الانضغاطية» فجأة كمشكلة من مشاكل الاستقرارية والتحكم أثناء الطيران.

ولقد جاءت النتيجة النظرية المفتاحية لمشكلة الانضغاطية عام 1927 على

يد الباحث هيرمان غلوريه (Hermann Glauert) وسميت بقاعدة براندتل وغلويدت (Prandtl - Glauert rule). تستخدم هذه القاعدة تغايرات معامل الضغط (pressure coefficient) مع رقم ماخ، وتعطي مقدار معامل الضغط عند أي رقم من أرقام ماخ مع تزايد قيمة الهواء غير المضغوط (incompressible value)، من خلال دالة بسيطة لرقم ماخ.

وكانت قاعدة براندل ـ غلوريت قد طورت بنظرية الاضطرابات الصغيرة (small perturbations)، كما طورت قاعدة أخرى مشابهة، حوالى عام 1914، من قبل ثيودور فون كرمان (Theodore Von Kármán) وتسين (H-S Tsien) سمّيت بقاعدة كرمان ـ تسين.

لقد نفذت اختبارات النفق الهوائي للسرعات العالية من أنفاق هوائية صغيرة جداً مقارنة بالأنفاق الأكبر حجماً التي كانت متاحة لاختبارات السرعات الواطئة. فقد اختبر الدكتوران دريدن وبريغز (H. ugh L. Dryden and Lyman J. Briggs) مطايير (airfoils) صغيرة في سرعات فوق صوتية في عشرينيات القرن الماضي.

وفي الثلاثينيات بنى جون ستاك (John Stack) في مختبر لانغلي في NACA أنفاق هوائية صغيرة بسرعات فوق صوتية عالية ملازمة للنفق الهوائي للسرعة المنخفضة، المضغوط الحالي.

وقد كان الهواء عالي الضغط في النفق الهوائي الكبير يمر داخل نفق عمودي صغير فتزداد سرعة الهواء إلى ما فوق سرعة الصوت في النفق العمودي الصغير.

في البداية، حدد ستاك وفريقه اختباراتهم على المطايير المستخدمة في الرفاسات (airfails in propellers)، وذلك لأن أطراف الرفاس فقط كانت في ذلك الوقت تتأثر بالانضغاطية. ثم توسع العمل في نهاية الثلاثينيات ليشمل أنواع أخرى من المطايير.

ولقد أظهر توزع الضغط على هذه المطايير أثناء الاقتراب من سرعة الصوت انقطاع الاستمرارية أو (discontinuity)، أو حصول قفزة (jump) في انسيابية الهواء على السطح العلوي للمطيار، وقد سمّى ستاك هذه الظاهرة بالبقبقة الانضغاطية (compressibility burble) (الشكل 11-1).

تحصل «البقبقة» عند السرعة الحرجة التي تصل فيها السرعة السطحية الموضعية للهواء سرعة الصوت. إن السرعة السطحية الموضعية للهواء على سطح مطيار هي مجموع السرعة الجوية (air speed) والسرعة التحريضية (induced speed) الناجمة عن شكل السطح الانسيابي للمطيار.

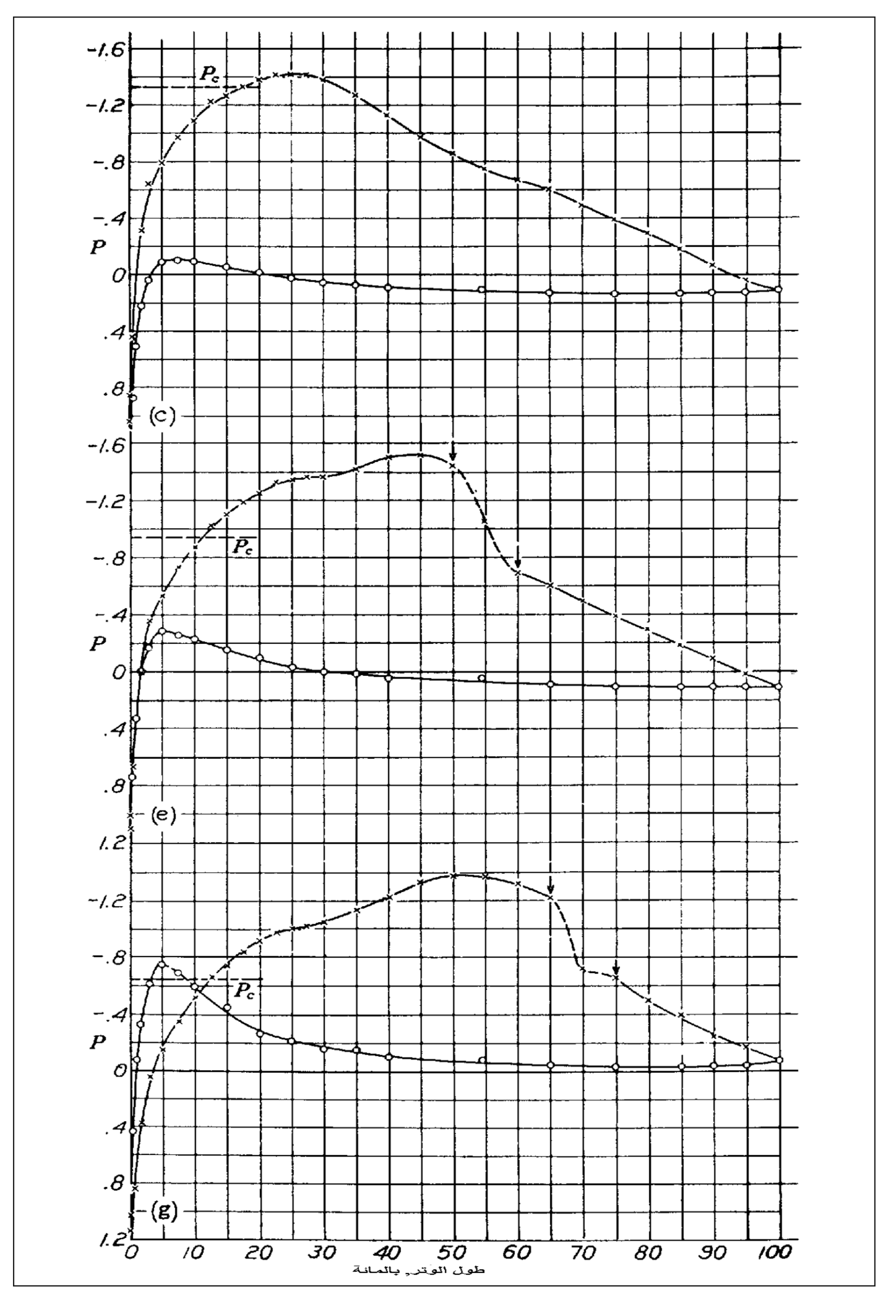
ولقد علّل ستاك بأن الزيادات في السرعة الحرجة أو رقم ماخ يمكن تحقيقها من خلال تطوير السطوح الانسيابية للمطيار التي لديها سرعة تحريضية دنيا، في أيّ معامل رفع (lift coefficient) أو ثخانة (thickness) معينين. وقد كان لهذه النباهة والفطنة الدور الأساس في تصميم أوائل المطايير المخصصة للسرعات الفوق الصوتية (الطيران بأرقام ماخ عالية).

11 ـ 2 المشاكل الأولى للنتر من حالة الانقضاض The First Dive Pullout Problems

يُعتقد أن طائرة Lockheed P-38 Lightning، المقاتلة الشرسة والفعالة أثناء الحرب العالمية الثانية، هي أول طائرة شهدت تأثيرات الانضغاطية المضادة (adverse compressibility) في الاستقرارية والتحكم، فقد ذكر تقرير شركة لوكهيد المقدم من قبل كيلي جونسون «Kelly»، (C.L. Jhonson). أن مشاكل الطائرة P-38 أثناء الانقضاض، أو عند محاولة إصلاحه هي جزء من مشاكل وجدت لاحقاً في طائرات أخرى أثناء الانقضاضات عالية السرعة.

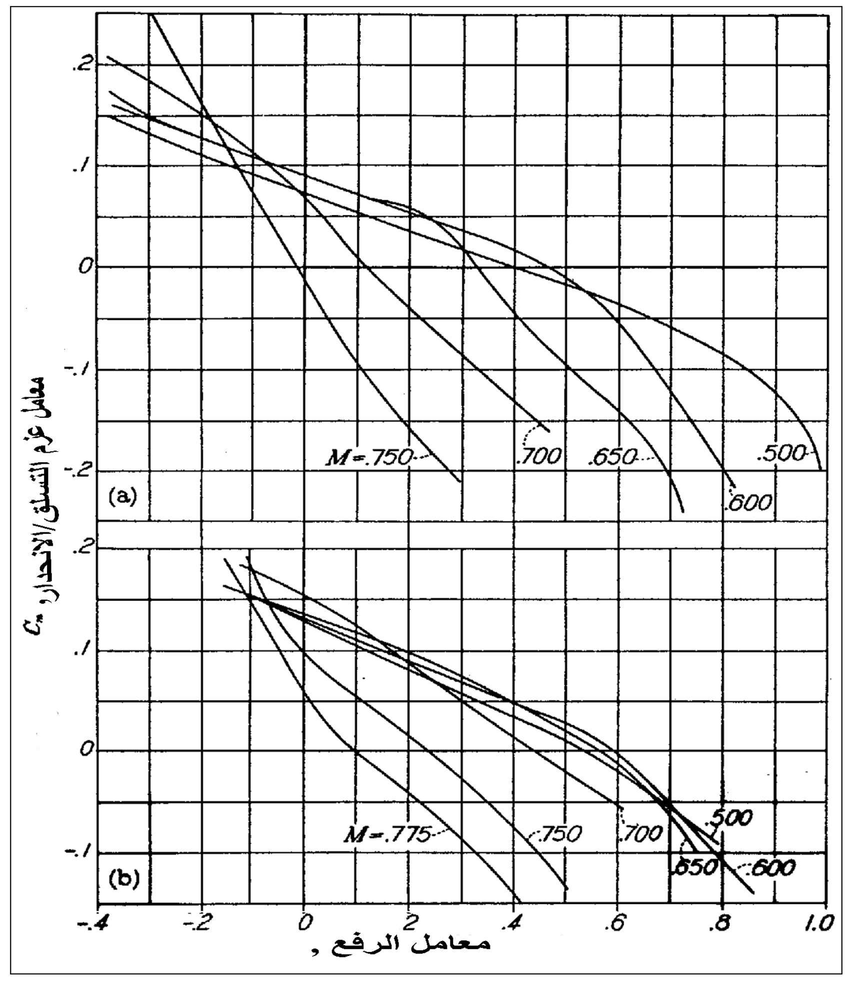
ولعل التأثير المهم للانضغاطية في الطائرة P-38 كان متمثلاً في الزيادة الهائلة في مساهمة الاستقرارية الطولية السكونية للذنب الأفقي (horizontal tail).

وهذا كان عائداً للفقد في ميل منحنى الرفع للجزء الوسطي السميك من مطيار الجناح بسبب ظاهرة بقبقة الانضغاطية. كان الجزء الوسطي لمطيار جناح الطائرة P-38، (NACA 23015) بسماكة 15٪ من وتر الجناح، وكانت سماكته عند طرف الجناح 12٪ من وتر المطيار (NACA 4412). إن انخفاض ميل منحنى الرفع للجزء الوسطي من مقطع الجناح يقلّل أيضاً من سرعة السريان (downwash) للذنب، مع زيادة زاوية الهجوم، ما يعلل الزيادة في الاستقرارية الطولية السكونية.

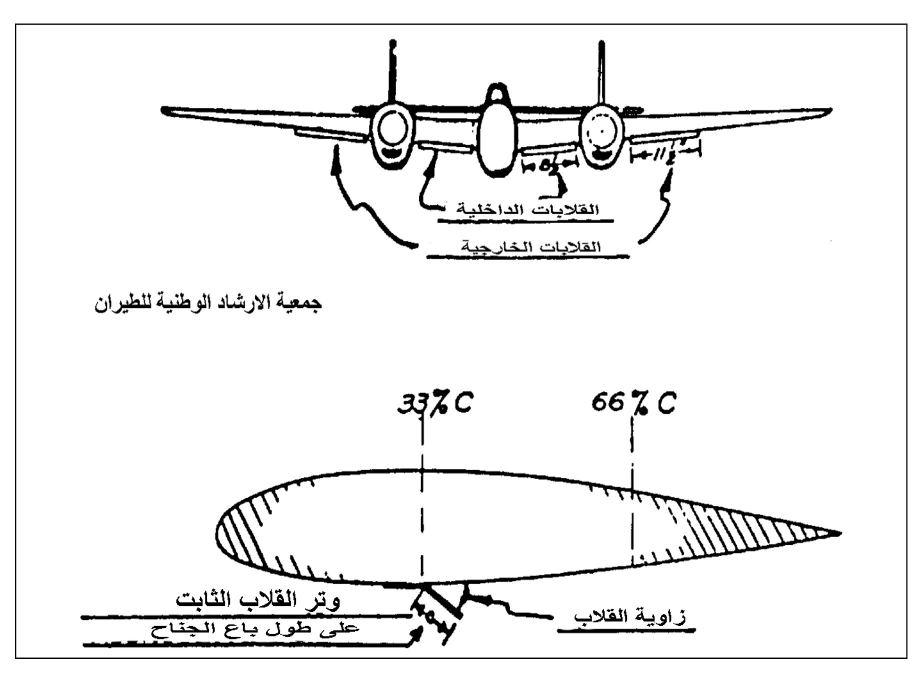


الشكل 11 ـ 1 توزعات الضغط على المقطع الانسيابي NACA 4412 عند زاوية هجوم 1، 9 درجة. من الأعلى إلى الأسفل، وأرقام ماخ المفصولة هي 0.60, 0.66, 0.74، أو هي بقبقة الانضغاطية، التي تبدأ عند رقم ماخ يساوي إلى **0,66** على مساحات السطح العلوي بين الأسهم (من : .Stack, Lindsey, and Littell, NACA Rept. 646, 1938).

وبنفس الدرجة من الخطورة كان تغير جنيح موازنة الغوص (nose-down trim) عند الحاجة إلى معامل رفع إيجابي أثناء النتر (pullout) من حالة الانقضاض. ويبيّن الشكل 11-2 حالتي الزيادة الاستقرارية، وتغير جنيح الموازنة، الذي تم قياسه باستخدام نموذج الطائرة P-38 في نفق هواء أيميس (Ames/NACA) ذي الارتفاع 16 قدماً (Ericson, 1942).



الشكل 11 ـ 2 تغير معامل عزم التسلق/ الانحدار مع معامل الرفع لنموذجين مختبرين في النفق الهوائي عالي السرعة (16 قدم) آميس في NACA . يَزيد الاستقرار الطولي السكوني بشكل كبير عند أرقام ماخ العالية ينخفض توازن معامل الرفع (عند عزم تسلق/ انحدار صفر). البيانات العليا من أجل الطائرة لوكهيد P-38، والدنيا من أجل الطائرة دوغلاس DC-4 .
(من : Hood and Allen, NACA Rept. 767, 1943).



الشكل 11 ـ 3 قلابات استرداد الانقضاض المزودة بها الطائرة لوكهيد P-38 في النفق الهوائي عالي السرعة 16 قدم آميس في NACA **وفيما بعد الطائرة** P-38J-LO (من: Erickson, NACA WR-A-66, 1943).

لقد اجترح أركسون وفريق NACA في نفس العام حلولاً لهذه المشاكل، وفي السلسلة اللاحقة من اختبارات النفق الهوائي ذي القطر 16 قدماً. ولقد فاقم بدن الطائرة P-38 القصير البدين المشكلة باستحداث سرعات هواء عالية فوق مقطع الجناح الوسطي الذي كان سميكاً بما فيه الكافية. وقد أجريت بعض التحسينات عندما تم تقويم خطوط هيكل نموذج الطائرة بإطالتها. إلا أن أهم «كسب» (gain) تم الحصول عليه كان مع القلابات الشقيّة في الجناح (lower surface split wing flaps) الموضوعة على مسافة 1/3 وتر الجناح خلف الحافة الأمامية للجناح (الشكل 11-3).

ولقد زادت القلابات المساعدة (auxiliary flaps)، التي سمّيت بعدئذٍ بالقلابات المعالجة للانقضاض (dive recovery flaps)، من معامل رفع الموازنة (trim lift coefficient) في الطائرة P-38 ليصل إلى 0.55 عند سرعة مقدارها 0.725 ماخ (Ericson, 1943).

خير ما في الأمر أن ينخفض تأثير القلاب المساعد (auxiliary flap) مع

زيادة رقم ماخ. وأهمية تأثير هذا الانخفاض هي في تفادي تجاوز فرط التحكم (overcontrol) خلال عملية معالجة الانقضاض.

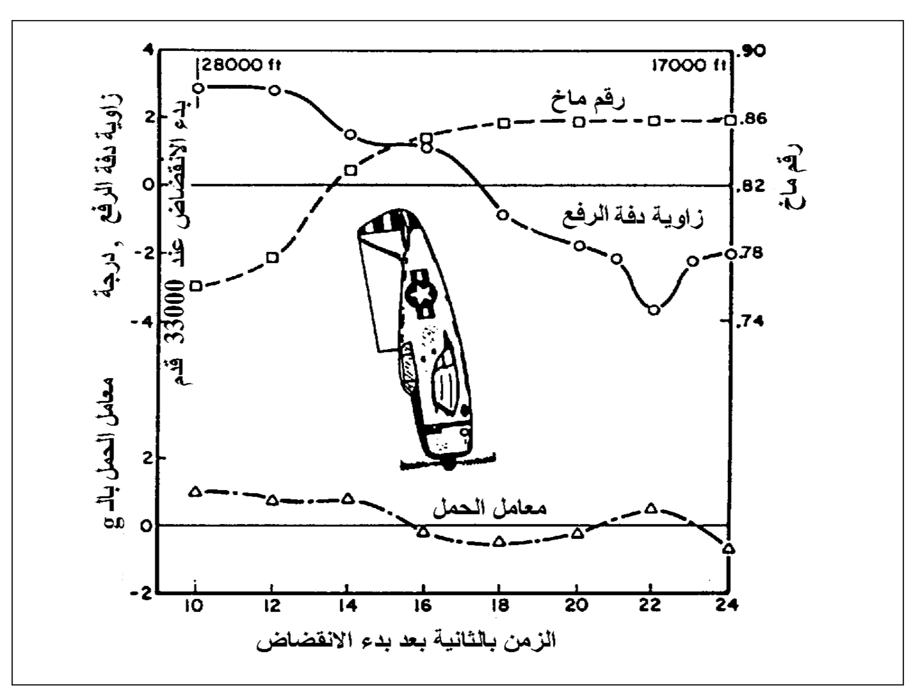
لقد كان فرط التحكم في معالجة الانقضاض أمراً خطيراً بدون وجود قلابات لمعالجة الانقضاض، لا سيما عندما كان للطيارين قدرة تحكم بدفة الرفع (elevator) إلى الأعلى، عند رقم ماخ المنخفض. ولهذا، إذا طبق الطيار قوة شد ثقيلة على عصا القيادة وموازنة حركة أنف الطائرة المرتفع إلى الأعلى (nose up trim) من خلال جنيح الضبط (trim tabs) لضمان استرداد الانقضاض ضد الاستقرار الطولي القوي وموازنة تغير حركة الأنف للأسفل. فعندما ينخفض رقم ماخ، ويبتعد تأثير العاملين الآخرين ستستجيب الطائرة إلى قوة الشد الثقيلة وإلى توضع جنيح ضبط حركة الأنف للأعلى، من خلال تنفيذ شد سريع ومفرط إذا كان التسارع عمودياً، أو الانسحاب السريع جداً بواسطة نتر الطائرة إلى الأعلى. فإذا كان التسارع طبيعياً وكان النتر شديداً، فإن الطيار سيصاب بعمى، مؤقتاً (blackout) وقد يفقد وعيه، وستتقوس الأجنحة على الأعلى، بسبب تزايد قيمة g، (g-value).

من ناحية أخرى وفي سلسلة جديدة من التجارب تم ربط 25 كتلة من سلسلة P-38J-LO بقلابات استعادة الغوص (dive recovery flaps) التي يجهز بها هذا النوع من الطائرات وبدفات دحرجة معززة بالقدرة، بالإضافة إلى قدرة تحكم بسرعات ماخ (رقم ماخ) كبيرة، وقلابات استعادة الغوص التي ركبت على طائرات P-47، A-26، P-59، وP-80.

11 ـ 3 اختبارات انقضاض الطائرة P-47 في حقل اختبار رايت P-47 Dive Tests at Wright Field

الطائرة Republic P-47 Thunderbolt هي شبيهة بالطائرة P-38 Lightning فكلتاهما مقاتلة مهمة من مقاتلات الحرب العالمية الثانية. وكما في الطائرة P-38 تمتلك الطائرة P-47 محركاً عالي الأداء (supercharged engine) يُمكّنها من التحليق على ارتفاع 35,000 قدم، وبسرعات انقضاض عالية، بما يكفي لتواجة انضغاطية مؤثرة في الاستقرارية والتحكم.

لقد كانت تجربة P-47 مختلفة كثيراً عن تجربة P-38 فلا تستحق أن تذكر مجدداً (Perkins, 1970).



الشكل 11 ـ 4 إخفاق الطائرة ثونديربولت في التجاوب مع 4 درجات دفة رفع إلى الأعلى في انقضاض عند رقم ماخ 0.86 . **(من :** Perkins, *Journal of Aircraft*, July-August 1970) .

لدى اتباعها مسار الدخول S لتمارس انقضاضاً عمودياً، على ارتفاع 35,000 قدم ينحرف أنف الطائرة بعيداً عن الخط الشاقولي الممثل للانقضاض العمودي.

ويبدو أن لا استرداد ممكناً لوضعها هذا حتى عند سحب العصا إلى الوراء بالكامل وتفعيل جنيح الرفع (nose-up-tab) (الشكل 11-4). وعندما تصل إلى ارتفاع 1500 قدم يحصل تسارع عمودي مفاجئ ويتم الاسترداد (recovery) عند ارتفاع 20000 قدم، مع تقوس واضح للأجنحة.

لقد توضح من خلال الفحص أن هنالك ثلاثة أسباب محتملة لهذا التصرف، وقد نشرت هذه الأسباب في مؤتمر عقد في مختبر لانغلي في NACA. والأسباب الثلاثة هي:

1 ـ تكوّن الجليد على مفاصل دفة الرفع (elevator) على ارتفاع 35000 قدم.

2 ـ التواء مفصل دفة الرفع بسبب ضغط الأحمال.

3 ـ تأثير رقم ماخ في الاستقرارية والتحكم.

ما يذكره بيركنز (Perkins) في هذا المؤتمر حول هذه الأسباب، أن تيودور تيودورسن (Theodore Theodorsen)، الرياضياتي البارز في NACA، وصاحب نظرية الرفرفة (flutter theory) كان من أشد المدافعين عن تكون الجليد على مفاصل (hinges) دفة الرفع في الذنب وبأنه السبب الرئيسي في المشكلة. أما الباحث المتخصص في الهياكل في NACA ريتشارد رود (Richard V. Rhode) فقد افترض أن التواء مفصل دفة الرفع هو السبب، في حين ادعى روبرت جيلروث (Robert Gilruth) والمتحمس جون ستاك (John Stack) بأن السبب يعود بكامله إلى التحولات الإيروديناميكية. وفيما يلي مقتبس من ورقة بيركنز:

لقد أصبح واضحاً أن اختباراً عملياً واحداً سيكون كافياً لحل الإشكال الكبير بين هذه الفرضيات. عندما يشد الطيار العصا إلى الخلف، هل تتحرك دفة الرفع إلى الأعلى أم تراها لا تتحرك؟ فإذا لم تتحرك فثمة واحدة من الفرضيتين الأوليين تكون صحيحة. ولكن إذا تحركت دفة الرفع إلى الأعلى فعلاً ولم تستجب الطائرة كما ينبغي، فإن الفرضية الثالثة ستكون هي الجواب.

اتفق سلاح الجو الأميركي US Air Corps في حقل رايت على القيام بهذه الاختبارات وجرت محاولات لإقناع أحد طياري الاختبار القيام بالمهمة، ولكن لم يكن أيٌّ من طياري الاختبار المتعاقدين متلهفاً للقيام بالتجربة، وكانوا سيقتنعون فعلاً لو زيدت الأجور. وأخيراً حُلّت المشكلة عندما قال أحد طياري (Air Corps) الكابتن ريتشي (P[Perry] Ritchie) (الشكل 11-5)، وهو من أذكى الطيارين وأشدهم قدرة، بأنه سيجري التجربة بلا مقابل. أجرى ريتشي أكثر من ثلاثين اختبار انقضاض على الطائرة P-47 وكانت مكافأته وساماً علّقه على صدره.

لقد بيّنت التجربة تماماً أن دفة الرفع لم تتحرك إلى الأعلى (إلى القيمة المتوقعة) أثناء الانقضاض، علماً أنه عند هذه السرعة العالية كان على دفة الرفع أن تنتج عزماً قيمته 20 غراماً إلى 30 غراماً، بينما كانت الاستجابة الفعلية 0.5 غرام، مما ظهر للطيار وكأن استجابة للقيادات لم تكن محسوسة مطلقاً. ويذكر أن هذه الظاهرة تكررت لاحقاً لدى طياري اختبار شركة ريببلك (Republic). لقد كانت الطائرة P-47 تعاني وبوضوح ظاهرة الرقم ماخ نفسها، كما حصل للطائرة P-38 حيث سببت بقبقة الانضغاطية على السطوح الخارجية للأجنحة إلى تخفيضات في معدل سرعة تغير السريان (downwash) وخاصة على الذنب

الأفقي ما سبب زيادة في الاستقرار الطولي السكوني، وانزياحاً سفلياً في موازن الضبط (nose-down trim shift).



الشكل 11 ـ 5 النقيب الطيار بيري ريتشي (1918 ـ 1944)، طيار اختبار سلاح الجو في الولايات المتحدة الشجاع الذي نفذ 30 اختبار انقضاض على الطائرة ثونديربولت (صورة من القوى الجوية الأمريكية).

11 ـ 4 صعوبات الانقضاض في الطائرتين P-51 و P-39، P-51 and P-39 Dive Difficulties

جرت اختبارات الانضغاطية أثناء الانقضاض على الطائرة North American P-51 Mustang في حقل رايت عام 1944 استجابة للتقارير المقدمة من قبل طياري المقاتلات من مسارح العمليات. وقد كان كلٌّ من النقيبين الطيارين أميل سورنسون (Emil L. Sorinson)، ووالاس لين (Wallace A. Lien)، والرائد فريد بورسودي (Fred Borsodi) هم الطيارون المعنيون بهذه الاختبارات (Chilstrom and Leary, 1993)، كانت الطائرة P-51 تتسلق إلى ارتفاع 35000 قدم، ثم تنقض بقدرة محرك (power-dive) لتصل إلى أرقام ماخ عالية حيث يظهر تأثير الانضغاطية في الاستقرارية والتحكم باستخدام عداد ماخ مطور، شخص من هذه التجارب أن تأثير الانضغاطية يبدأ في 0.75 ماخ، وقد استمر إجراء الاختبارات إلى حدّ 0.83 ماخ.

من ناحية أخرى تمّت مواجهة تغيرات موازن الضبط الطولي (longitudenal trim changes) وقوى العصا الثقيلة، ولكن عندما يزداد رقم ماخ الطائرة P-51 إلى أكثر من 0.83 تظهر اهتزازات شديدة (heavy buffeting) حتى أن العديد من البراشيم في هيكل الطائرة ارتخت نتيجة للاهتزازات، وقد صنفت الطائرة بعدئذٍ بأنها غير آمنة، ثم وضعت نهاية لهذه الاختبارات، ويذكر أنه أثناء إجراء هذه السلسلة من اختبارات الانقضاض أن الرائد بورسودي (Borsodi) لاحظ موجة الصدمة الطبيعية (normal shock wave) وكأنها خط متماوج من الضياء والظل يمتد على طول باع الجناح ابتداء من جذره (wing root) المرتبط بالهيكل وحتى طرفه. ولقد صمت المشككون عندما أظهرت الصور الملتقطة بواسطة الكاميرات في الرحلات الجوية اللاحقة الحقيقة ذاتها.

وبعد بضع سنوات خضعت الطائرة Bell P-39 Airacobra لاختبار انقضاض في مختبر ايميس في NACA. وكان الطيار المنفذ هو كلوسينغ (L.A. Clousing)، وهو طيار مغامر شديد الاهتمام بنظرية الاستقرارة والتحكم. وكما هو معروف أن للطائرة P-39 جناحاً سميكاً نسبياً، فإن المطيار NACA 0015 هو جذر الجناح ويستدق حتى يصبح NACA 23000 في طرف الجناح. ويتغير موازن الغوص (nose-down trim) حيث إن الزيادة في الاستقرارية تواجه في الانقضاضات حتى الوصول إلى 0.78 ماخ. أما تأثيرات الانضغاطية فهي غامضة نوعاً ما بسبب تشوه شكل دفة الرفع المصنوعة من القماش (fabric) بسبب الإجهادات عليها أثناء الانقضاض.

11 ـ 5 الاختبارات الإيروديناميكية في حدود السرعة الصوتية
Transonic Aerodynamic Testing

كان المختصون بالإيروديناميك، ومنهم مصممو الاستقرارية والتحكم في حيرة من أمرهم، فقد واجهت محاولاتهم الحصول على قياسات نفق هوائي موثوقة عند السرعات القريبة من سرعة الصوت (ماخ = 1) صعوبة كبيرة. ويعود السبب في ذلك إلى تعرض الأنفاق إلى ظاهرة الاختناق (choking phenomenon) في السرعات العالية. تحدث هذه الظاهرة نتيجة انتشار موجات الصدمة الطبيعية من على النماذج تحت الاختبار عبر مقطع الفحص (test section)، كلما تزايدت السرعة فتحول دون حصول تزايد متوقع في عزم السرعة.

ينسب فيليبس (W. Hewitt Phillips) إلى روبرت جيلروث (Robert R. Gilruth) اختراع طريقة وحيدة للتحامل على هذه المشكلة، وهي طريقة تدويم التدفق على الجناح (wing flow method). ويبيّن الشكل 11-6 كيف يتم تركيب أجنحة صغيرة بشكل قطع معدنية مستطيلة عمودياً على السطح العلوي للجناح، وفي منطقة يزيد فيها رقم ماخ المحلي (Local Mach number) على السرعة الجوية (سرعة طيران الطائرة). ولقد وصف فيليبس هذه الطريقة كما يلي:

يُطلى الجناح بطلاء خاص لتحقيق انسياب هوائي ناعم ومنتظم. وفيما يطبق نموذج الطائرة P-51 مناورة الانقضاض ثم الانسحاب السريع يهتز النموذج جيئة وذهاباً، وبتردد مقداره دورة واحدة في الثانية، فيغير زاوية الهجوم أو زاوية انحراف القلاب (flap). تسجل القوى على النموذج بشكل مستمر بواسطة ميزان إجهاد موصول إلى مسجلة ذبذبات (oscillograph). تدوم عملية الغطس (diving) حوالى 30 ثانية، يزداد خلالها رقم ماخ على النموذج ليصل إلى 0.7 وحتى 1.2. . . ويستخدم لذبذبة النموذج عادة موتور تشغيل مساحات السيارة يعمل بالخواء (Phillips, 1992).

وفي مرحلة لاحقة اعتبرت كلٌّ من طريقة تدفق الجناح والبيانات المستحصلة من نماذج الإسقاط الصغيرة (small drop model) لاغية عملياً وذلك لاختراع ما يسمّى النفق الهوائي القريب في السرعة الصوتية المسامي، أو مشقوق الحنجرة (porous or slotted-throat transonic wind tunnel) على يد رايت (Ray H. Wright) الذي يعمل في مختبر لانغلي (NACA)، حوالى عام 1948. يسمح هذا النفق بإجراء قياسات في سرعة ماخ واحد.



الشكل 11 ـ 6 نصف نموذج طائرة بجناح متراجع تم تركيبه على السطح العلوي لجناح الطائرة شمال أمريكا P-51، من أجل اختبار جريان الهواء على الجناح أثناء الانقضاض. النموذج مصمم ليناسب السرعات على الحدود الصوتية، بينما الطائرة ليست كذلك. (من: Phillips, *Journal American Aviation Historical Society*, 1992).

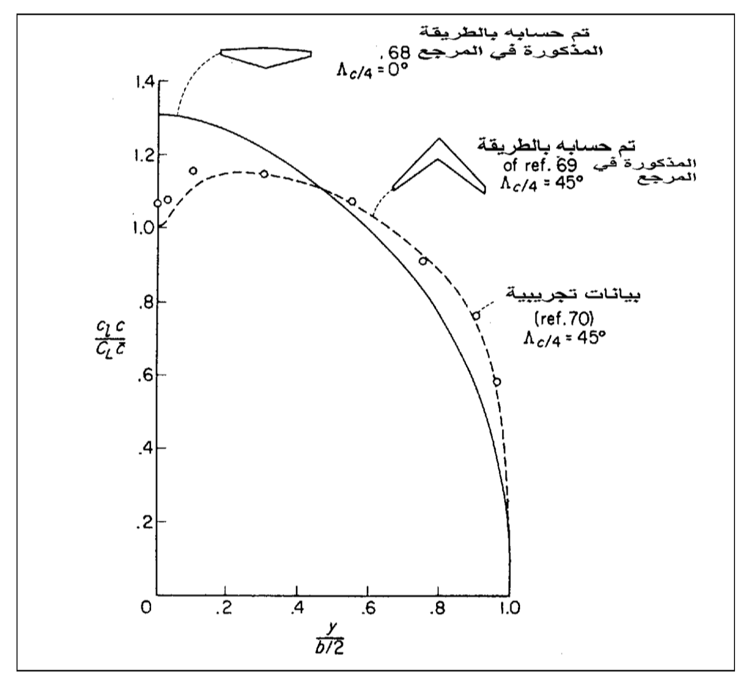
11 ـ 6 اختراع الجناح المتراجع للخلف Invention of Sweptback Wing

إن قصة اختراع الجناح المتراجع من قِبَل روبرت جونز (Robert T. Jones) في أمريكا، وأدولف بوسمان (Adolph Busemann) في ألمانيا، كلٍّ على حدة، وبشكل مستقل، قد رويت مرات عديدة. إلا أن بعض الاستشهادات الأولى عن الاستقرارية والتحكم وتأثيراتها في الأجنحة المتراجعة تعود إلى هذا التاريخ أيضاً.

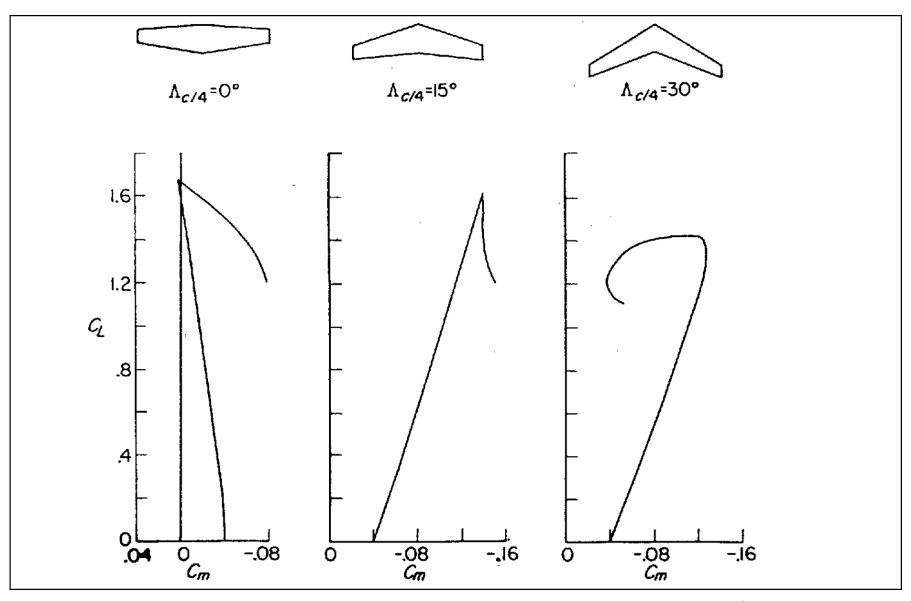
ولقد وجد أن مشاكل الانقضاض والاستعادة السريعة في الطائرات ذات الأجنحة المستقيمة السميكة مثل طائرة P-38 Lockheed، تعود إلى التزايد الكبير في الاستقرارية السكونية الطولية (longitudenal static stability) عند أرقام ماخ العالية. وعليه، فإن النتائج النظرية المبكرة (Jones, 1946) هي من الجودة بحيث لا تصدق. فقد أوضح جونز أن الاستقرار الطولي السكوني، أو موضع المركز الإيروديناميكي في أجنحة دلتا المتراجعة بحدة إلى الخلف لا تتغاير مع رقم الماخ، إبتداءً من الصفر وحتى السرعات الفوتية (فوق الصوتية). وقد تم تأكيد

هذه النظرية من خلال تنفيذ اختبار على جناح دلتا (مثلثي) ذي نسبة وجاهة (aspect ration) تساوي 0.75، وحافة أمامية متراجعة بزاوية 79 درجة. وقد تبيّن فيما بعد أن الأجنحة ذات نسبة الوجاهة المتدنية هذه لا تكون عملية للطائرات التي تعمل خارج المطارات الاعتيادية.

وهذا يعني أن الأجنحة المتراجعة إلى الخلف تكون أكثر عملانية في الطائرات إذا كانت نسبة وجاهتها عالية. وفي الأجنحة المتراجعة ذات نسبة الوجاهة المعتدلة يحصل انزياح في الأحمال الإضافية لباع الجناح (outboard shift in additional span loading) (الشكل 11-7). ويؤدي هذا الانزياح إلى انهواء طرف الجناح (wing tip stall) في زوايا الهجوم الواطئة. ولاسيما في الأجنحة المتراجعة ذات نسبة الوجاهة المعتدلة إلى العالية. ويؤدي انهواء طرف الجناح إلى توقف غير مستقر في عزم زاوية التسلق/الانحدار أثناء الانهواء (الشكل 11-8). أي فقد الرفع وراء نقطة مركز الثقل (center of gravity) ما يجعل الطائرة وأجنحتها تغوص وأنفها إلى الأعلى لتدفع الطائرة عميقاً في لجة الانهواء.



الشكل 11 ـ 7 الانزياح الخارجي في توزيع التحميل الإضافي على باع الجناح الناتج من استخدام جناح متراجع للخلف. يزداد التحميل في الطرف عند زوايا الهجوم العالية، ما يؤدي إلى الانهيار (من: Furlong and McHugh, NACA Rept. 1339, 1957).



الشكل 11 ـ 8 تأثير التراجع للخلف في توقف معامل عزم التسلق/ الانحدار عند الانهيار. الأجنحة المستقيمة والمتراجعة بمقدار 15 درجة تكون مستقرة ما بعد الانهيار؛ ويكون الجناح المتراجع بزاوية 30 درجة غير مستقر (أنف للأعلى). (من: Furlong and McHugh, NACA Rept. 1339, 1957).

من جهة أخرى، يؤدي التوقف المستقر لعزم الغوص، أو الغوص والأنف إلى أسفل إلى معالجة وتصليح الانهواء، شريطة أن تضبط دفة الرفع في أوطأ زاوية هجوم. يقود انهواء طرف الجناح إلى هبطة الجناح غير المحبذة (undesirable wing drop)، وإلى انعكاس (reversal) أو إشارة موجبة إلى مشتق تخامد الدحرجة C_{lp}، ما يجعل الدخول إلى الانهيار (spin) والبقاء فيه أكثر سهولة، فإن شرط الدوران الذاتي (autorotation) في الانهيارات هو C_{lp} موجب القيمة.

ويتغير الموقف بالنسبة إلى الأجنحة المتراجعة إلى الخلف ذات نسبة الوجاهة القليلة حيث تعمل دوامات الحافة الأمامية للجناح على إحداث الغطس، أو الاستقرار، أو عزوم الغطس (pitching moments) في مرحلة الانهواء.

ويذكر أن علاقة مميزة قد أنتجت تُظهِر الدمج بين تراجع الجناح، ونسبة الوجاهة الذي يوفر (أي الدمج) إمّا استقراراً، أو توقفات عزم الغوص غير المستقرة (Shortal and Maggin, 1946).

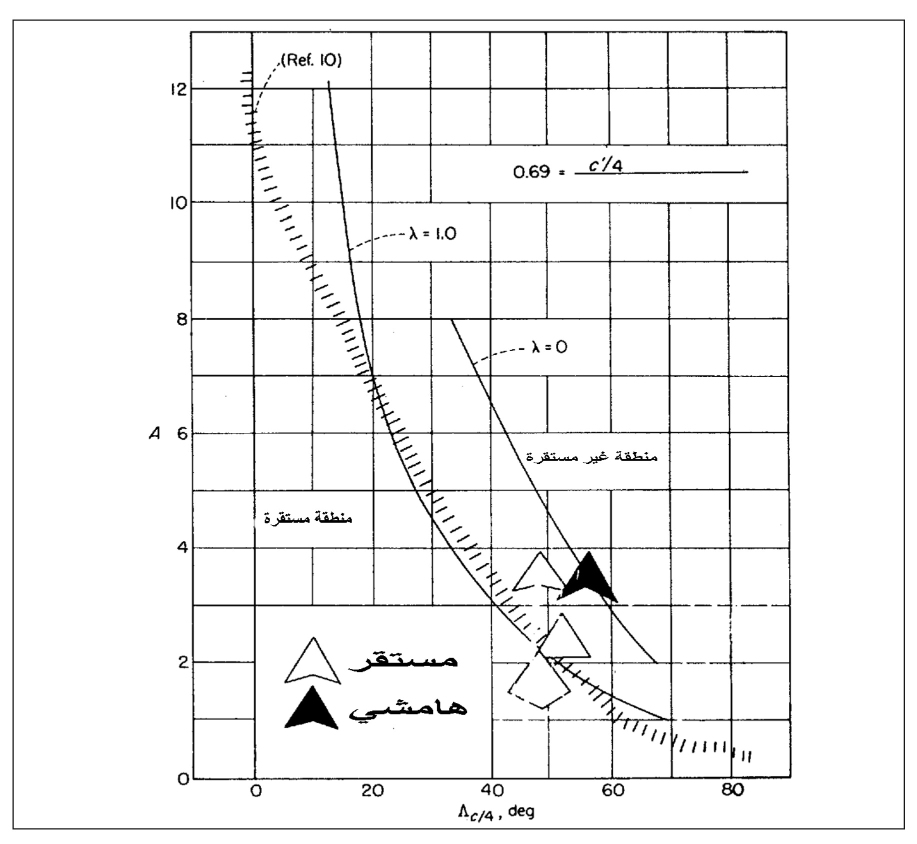
يبيّن الشكل 11 ـ 9 خياراً موسعاً يشمل تأثيرات نسبة النحولة (taper ratio effect) (Furlong and Mc Hugh, 1957)، وقد تم تحديد المنطقة المستقرة لتكون موسعة من أجل الأجنحة النحيلة جداً.

تقع أجنحة الطائرة McDonnell-Douglass F-4 Phantom، ذات نسبة الوجاهة 2، وأن ربع وتر الجناح متراجع بمقدار 45 درجة، على حدود استقرار شورتال ـ ماجين (Shortal-Maggin Stability) لتحقق توقف حيادي لعزم الغوص عند الانهواء.

تكون الأجنحة المتراجعة ذات نسب الوجاهة العالية النموذجية لطائرات الركاب، غير مستقرة عند الانهواء بدون وجود تصاميم إضافية. فعلى سبيل المثال يقع جناح الطائرة Lockheed 1011، ذو نسبة الوجاهة 6.95، وتراجع ربع وتر الجناح بزاوية 35 درجة، في منطقة الاستقرار عند حصول عملية الانهواء.

أجريت محاولة مبكرة لتقدير خواص الاستقرار والتحكم في السرعة المنخفضة (أثناء الطيران الفعلي في الطائرات ذات الأجنحة المتراجعة إلى الخلف، ونسبة الوجاهة المعتدلة وقد أجريت المحاولة من خلال تحريك أجنحة الطائرة Bell - P-63 Kingcobra، وإعادة ربطها بالجسم بزاوية انسحاب مقدارها 35 درجة. وفي نفس الوقت جرى زيادة طول الذنب بإضافة جزء عرضي ثابت إلى خلف الحافة الخلفية للجناح. وقد أطلقت NACA على طائرة البحث الأولى هذا الرمز L-39. وكان أول طيران للطائرة L-39 قد نفذه جونستون (A. M. Johnston) الذي أصبح خلال سنوات قليلة فيما بعد طيار الاختبار المشهور على النموذج الأولي لطائرة الركاب النفاثة 707 التابعة لشركة بوينغ.

بيّنت اختبارات النفق الهوائي التي أُجريت على الطائرة L-39 زيادة عادية في تأثير الزاوية الثنائية (dihedral angel) للجناح، مع تزايد زاوية الهجوم. ذلك أن معامل عزم الدحرجة (rolling moment coefficient) في الانزلاق الجانبي يصبح كبيراً والطائرة في وضع استقرار اتجاهي قريبة من مرحلة الانهواء. ولقد كان هنالك قلق حقيقي على الطائرة L-39 فيما إذا حدث الانزلاق الجانبي خلال الإقلاع أو لدى التقرب للهبوط، أو كنتيجة لهبوب رياح سطحية (gusts)، أو لاستخدام دفة الاتجاه لإجراء تصحيحات تعرض لرياح عرضية (cross-wind corection)، عندئذٍ سيتغلب عزم الدحرجة الناتج من تأثيرات الزاوية الثنائية، على دفة الدحرجة وستتدحرج الطائرة خارج نطاق السيطرة.



الشكل 11 ـ 9 إحياء حدود الاستقرار الطولي التجريبي للأجنحة المتراجعة للخلف لشورتال وماجين، والموسعة لتتضمن تأثير نسبة النحولة. (من: Furlong and McHugh, NACA Rept. 1339, 1957).

كانت هذه التداعيات المريعة جزءاً من إيجاز ما قبل الطيران إعطاها أحد مؤلفي هذا الكتاب (ابزوغ) لطيار الاختبار جونستون. ويذكر ابزوغ أنه لم يتلق أية ردة فعل من الطيار ولا حتى سؤال، وعلى العكس بدا عليه شيء من الثقة الزائدة بالنفس تفوق ثقة طيار الاختبار العادي. وانتهى كل شيء على ما يرام، فقد كانت اختبارت L-39 روتينية إلى حدٍّ معقول، وأصبحت الأجنحة المتراجعة للجيل القادم من الطائرات النفاثة المقاتلة والتجارية على طريق التحقق.

11 ـ 7 تطويع الأجنحة المتراجعة للخلف في السرعات البطيئة Sweptback Wings are Tamed at Low Speed

لقد كان نجاح الأجنحة المتراجعة للخلف بمقدار 30 إلى 45 درجة،

واستخدامها الروتيني، مصدراً من مصادر الاستغراب لمهندسي الاستقرار والتحكم التقليدين الذين كانوا ناشطين في أربعينيات القرن الماضي. أما الجناح الذي تم تخيله من خلال تراجع الحافة الأمامية إلى الخلف، مع المحافظة على استقامة حافته الخلفية، أو إمالتها إلى الخلف بزاوية لا تزيد على 5 درجات، فقد كان مصدراً من مصادر الاستنكار لهؤلاء المهندسين. ولعل المرء يتوقع انهواء مبكراً لطرف الجناح (wing tip stall) مع تزايد زاوية الهجوم، أو حصول هبطة (wing drop)، ثم انعكاس في انخماد الدحرجة (roll damping reversal) ومن الأمثلة على طائرات الأجنحة المتراجعة بإمالة الحافة الأمامية وإبقاء الحافة الخلفية مستقيمة أو شبه مستقيمة: الطائرة Douglas DC-3، والطائرة North American SNJ Texan.

11 ـ 7 ـ 1 معدات الحافة الأمامية للجناح Wing leading edge devices

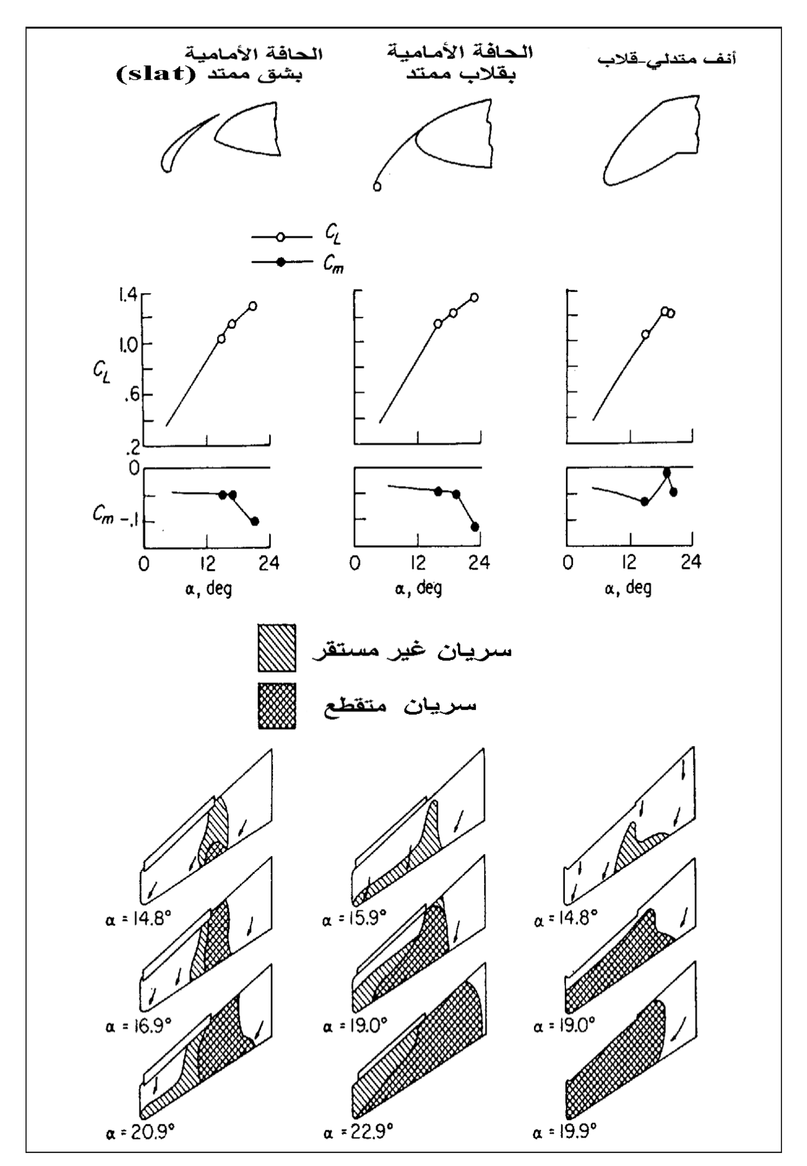
عندما أصبح التراجع الكبير للأجنحة أمراً ضرورياً في الطائرات التي تطير بأرقام ماخ عالية، وجد مبكراً أن التراجع الكبير مقروناً بنسب وجاهة معتدلة يمكن تحقيقها عملياً من خلال وسائل (devices) تضاف إلى الحافة الأمامية للجناح. ومن هذه الوسائل شقوق (slots)، وشرائح متحركة أو قدات (slats)، وقلابات الحافة الأمامية (leading-edge flaps)، وحدبات (cambers)، وخطم أمامي قصير (blunt-nose radii) (الشكل 11-10).

استخدمت شقوق الحافة الأمامية قبل قدوم الأجنحة المتراجعة للخلف كوسيلة لتصحيح انهواء طرف الجناح في الأجنحة المستقيمة شديدة النحول، كما في الطائرة Lockheed PV-1 Ventura. أما الشقوق الثابتة فأضيفت لتحقيق كبح في الطيران الطبيعي.

أما الشرائح أو القدات الممتدة slats أو قلابات الحافة الأمامية فهي تمتد عادة في السرعات البطيئة وتتراجع تماماً عند الطيران التطوافي (cruise flight) وعندما تفتح، فإن شريحة أو قلاب الحافة الأمامية يؤخر الانفصال (separation) بزيادة التحدب (camber) الموضعي للجناح.

من ناحية أخرى، استخدم ضغط الامتصاص العالي على السطح العلوي للقدة (slat) عندما يقترب الجناح من الانهواء وذلك لفتح هذه القدات في الطائرة F-86، والطائرة Douglass A3D، وA4D، لتفادي عمليتي الفتح والغلق الهيدروليكي، وأنظمة الدارات المغلقة.

إن عملية الفتح الذاتي للقدّات (slats) قد ترهق أعصاب الطيارين. وعموماً، عندما تزداد زاوية الهجوم تميل قدة أحد الأجنحة إلى الرفرفة وفتح الشريحة أو القلاب بزمن يسبق شريحة الجناح الأخرى.



الشكل 11 ـ 10 أشكال الانهواء على الجناح المتراجع المجهز بقدّة (slat) على امتداد الحافة الأمامية، أو قلاب الحافة الأمامية، أو أنف منحني إلى الأسفل. يتوقع عدم انهواء الطرف في الحالات الثلاث (من: Furlong and McHugh, NACA Rept. 1339, 1957).

وعلى أية حال، عندما تكون زوايا الهجوم، إلى حد كبير، قرب نقطة انهواء الجناح، وحينما تفتح الأحمال الهوائية القدات، فإن للقدات المفتوحة هذه تأثيراً ضعيفاً في رفع الجناح. بينما يظهر عدم التناظر في هذه القدات خطر عند زوايا هجوم أخفض بكثير من زوايا انهواء الطائرة التي لها ميَل قليل أو لا ميل بالمرة للدحرجة (rolling).

ومع توفر أنظمة هيدروليكية أفضل أصبحت قدات وقلابات الأجنحة مزودة بهذه القدرة عالمياً. هذا ولا تكون هذه الوسائل مرغوبة في بعض التطبيقات، كما في حالة الطائرات الخفية (stealth air planes) وذلك بسبب بعض المعالجات الخاصة والمطلوبة لتفادي رجوع (ارتداد) موجات الرادار من على نقاط تلحيم شرائح الطائرة. ولعله من المشكوك فيه فيما إذا كانت هذه الإجراءات ضرورية لوقف حصول الانهواء المبكر لطرف الجناح.

وستذكر الوسائل الأخرى المحسنة لخواص الانهواء، في الفصول اللاحقة.

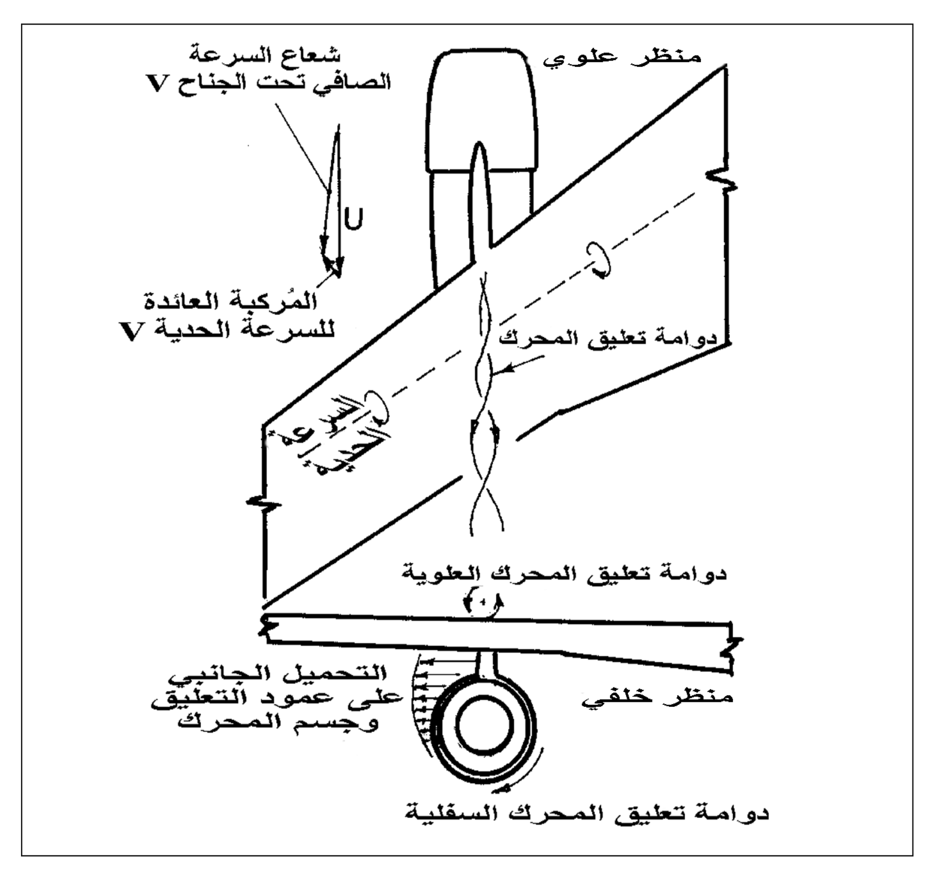
11 ـ 7 ـ 2 حواجز وبُنى تعليق المحرك على الجناح Fences and wing engine pylons

حواجز (fences) الجناح هي لوحات صغيرة توضع باتجاه سريان التيار على السطح العلوي للجناح. المقصود منها التعرض لطبقة انسياب التيار المحاددة (boundary flow layer) قليلة الطاقة (باتجاه طرفي الجناح)، وبدونها يبطئ الانسياب، وقد ينفصل (يفقد استمراريته) مسبباً انهواء طرف الجناح.

أوجدت الحواجز على أجنحة أوائل الطائرات النفاثة متراجعة الجناح مثل Comet 1، Sud Caravelle، وTupolev TU-S4M، وGulfstream II.

تعمل بنى تعليق المحركات النفاثة تحت الجناح (engine pylons) كبديل للحواجز المتوضعة على السطح العلوي للجناح، في الأجنحة المتراجعة ذات نسبة الوجاهة العالية. وقد اكتشفت هذه الحقيقة من قبل شركة بوينغ، وربما من خلال برنامج اختبار النفق الهوائي للطائرة B-47. يبين الشكل 11-11 كيف أن الدواميّة المحاددة (bound verticity) للجناح أثناء الرفع تحرض السريان الجانبي (side wash) على مجموعة الباسنة ـ بنية التعليق (nacelle - pylon combination) التي تسبّب بدورها حملاً جانبياً (sideload). وينتج من الحمل الجانبي لمجموعة الباسنة ـ بنية التعليق دوامة الطرف أو الحافة (tipor edge vortex) التي تكون

معاكسة لطبقة السريان الخارجية المحاددة للجناح، التي تميل إلى اتباع خطوط الضغط المتساوي (isobars) على الجناح وتخفيض الميل نحو انهواء طرف الجناح، فترتفع الطائرة (pitch-up). وقد استغلت هذه الظاهرة الطائرة R-52، والطائرة Boing 707 بحيث لم يتطلب تجهيز حواجز طبقات محاددة على السطح العلوي لجناح هاتين الطائرتين.



الشكل 11 ـ 11 خط محور الدوامية المحرض لجريان جانبي على بنى تعليق المحرك النفاث. يُحدث تحميل بنية التعليق دوامات على السطح العلوي تعاكس الجريان الطبيعي الخارجي لحدود طبقات الجناح، مخفضةً الميل لفصل الجريان عند أطراف الجناح.

تم اعتماد مجموعة باسنة ـ بنية تعليق المستخدمة في البوينغ 707 من قبل شركة دوغلاس في طائرتها DC-8. وقد وجد أنه بالإضافة إلى تخفيض انسياب الطبقة المحاددة للسريان نتيجة تقليص باع الجناح (wing span)، فإن مجموعة

الباسنة ـ بنية التعليق تسبب أيضاً انهواءً مبكراً للجناح في منطقة عمود التعليق.

وعندما ثبتت شقوق (slots) على مقدمة الجناح بالقرب من عمود التعليق (تفتح فقط عندما تنزل القلابات بالكامل) لمنع الانهواء في تلك المنطقة، احتج الطيارون لبروز مشكلة تسلق الطائرة (pitch up)، (shevell, 1992) بشكل غير مرغوب.

تم علاج مشكلة التسلق من خلال تقليص حجم الشقوف، ولاحقاً بتقصير بنية التعليق من الخلف إلى موضع نقطة ركود الجناح في أقصى معامل رفع (stagnation point at maximum lift coefficient). إن تقصير بنية التعليق يخفض أيضاً رقم ماخ المحلي العالي المسمّى «البقعة الحارة» (hot spot) على سطح الجناح في السرعات التطوافية (cruise speed).

أدرك متخصصو الأيروديناميك في شركة دوغلاس خلال دراسات تطوير الطائرة DC-9 في النفق الهوائي أن ليس لمجموعة الباسنة ـ بنية التعليق من فائدة جمّة، وعندما أخذوا مجموعتين من باسنة ـ بنية تعليق من طائرة DC-8 وركبوها على طائرة DC-9 عولجت مشاكل انهواء طرف الجناح في هذه الطائرة. وأخيراً اختزل حجم بنية التعليق وعدلت انسيابيته، وأُعيدت تسميته بالفورتيلون (vortillon)، وسجل كبراءة اختراع.

اختبرت مواقع الفورتيلون على باع الجناح حيث يمكنها توليد انسياب دوامي مرغوب به، ولكن، وإلى حدّ الآن لم يكن هذا الإجراء كافياً لتخليص الطائرة من الانهواء العميق.

للطائرة DC-10 مولدات دواميّة (strakes) بشكل سطوح ايروديناميكة صغيرة على جوانب هياكل محركاتها لتغيير سلوك انهواء هيكل المحرك والجناح عند زوايا الهجوم العالية. ومثل هذه السطوح وجدت أيضاً على بعض الطائرات البوينغ، ولكن على جهة واحدة فقط من الهيكل. كتب دافيد ليدنيسر (David A. Lednieer) في مقالة له ما يلي:

> **القصة التي سمعتها تفيد بأن شركة ماكدونالد دوغلاس تمتلك براءة اختراع خاصة باستخدام «مولدات الدوامة» على جانبي باسنة هيكل المحرك (nacelle). ولكن بوينغ تحايلت على حق هذه البراءة بأن وضعتها على جانب واحد من الهيكل.**

11 ـ 8 مسافة تغييرات مُوازن الضبط العائد للانضغاطية Trim Changes Due to Compressibility

إن أحد تأثيرات الانضغاطية (compressibility) في استقرارية الطائرة والتحكم بها، الذي لم يتخلص منه باستخدام الأجنحة المتراجعة، أو الرقيقة كان تغيّر موازن الضبط الطولي (longitudinal trim change) عند التسارع أو التباطؤ خلال سرعة الصوت (ماخ 1). وكانت هذه من المشاكل القاسية في الطائرة Lockhedd P-38، ومثيلاتها. ولكن سرعان ما بدأ مصممو الأجنحة المتراجعة بتجهيز المواد المطلوبة واللازمة لتغيير موازن الضبط الميكانيكي إلى موازن الكتروني. وهذا يتم، مثالياً إمّا مباشرة على سطح تحكم طولي مختلف عن ذلك المؤصل بنظام تحكم مقصورة الطيار، أو من خلال سلسلة توصيلات بين نظام الشعور الصنعي (artificial feel system) في المقصورة والمشغل (actuator) على سطح التحكم.

لقد كان تغير موازن الضبط الطولي لإنزال الأنف (nose down longitudinal trim) أو ما يسمّى (tuck under) القريب من ماخ 1، مشكلة خاصة لطائرة Douglas F4D-1 Skyray المستخدمة من قبل سلاح بحرية الولايات المتحدة في عام 1953 وذلك لإحراز رقم قياسي عالمي بالسرعة. سمّيت F4D-1 بعدئذٍ بالطائرة F-D، وكانت مجهزة بقيادات اليفون (elevon controls) ولكن بدون معوض التغير في موازن تضبيط ماخ.

أحرزت الأرقام القياسية بالسرعة من قبل الطيار روبرت ران (Robert O. Rahn) بارتفاعات منخفضة جداً فوق مجال مقاس في قاعدة أدوارد الجوية في كاليفورنيا.

وقد كان الارتفاع الواطئ الذي تغير فيه موازن ضبط الانضغاطية قد بالغ في تأثيره، فقد غيرت F4D-1 عامل الحمل (Load factor) أو (g)، في سرعة ماخ واحد على مستوى سطح البحر، بمقدار 1.5 لكل درجة تغير في زاوية الهجوم.

وعند أعلى سرعة تم الوصول إليها استخدم ران قوة النتر (pull force) للتغلب على تغير موازن ضبط الغطس. وفي نهاية الجولة، والدوران للعودة إلى المضمار، انخفضت السرعة وعادت الحاجة إلى قوة النتر أو الشد على العصا (push force). وطبعاً كانت هذه الحركة على نقيض حركة السحب (pull contral forces) المطلوبة في الدورانات.

طار ران بنسخة جديدة من الطائرة F4D-1 بعد تزويدها بمحرك ذي

قدرة عالية من طراز J57-P-2. وعندما وصلت الطائرة إلى سرعة 0.98 ماخ وهي على ارتفاع 500 قدم فقط فوق المحيط، استخدم ران موازن ضبط سطوح التحكم (trim surfaces) وثبتها على وضع تسلق (nose - up) للتغلب على ميل الطائرة للغطس عند الاقتراب من سرعة 1 ماخ، مما وفر له تحكم أكثر دقة في تلك السرعة الهائلة بالقرب من سطح الماء. ولكن، عندما أوقف ران الحارق الخلفي (after burner) لإبطاء سرعة الطائرة، نتج من موازن ضبط التسلق (nose - up) نتراً (pull up) مفاجئاً غير متحكم به بمقدار 9.1 g. وعندما حطت، كانت الطائرة تعرضت لإجهاد شديد وقد تمعجت في مناطق عدة، ولكنها تمكّنت من الهبوط.

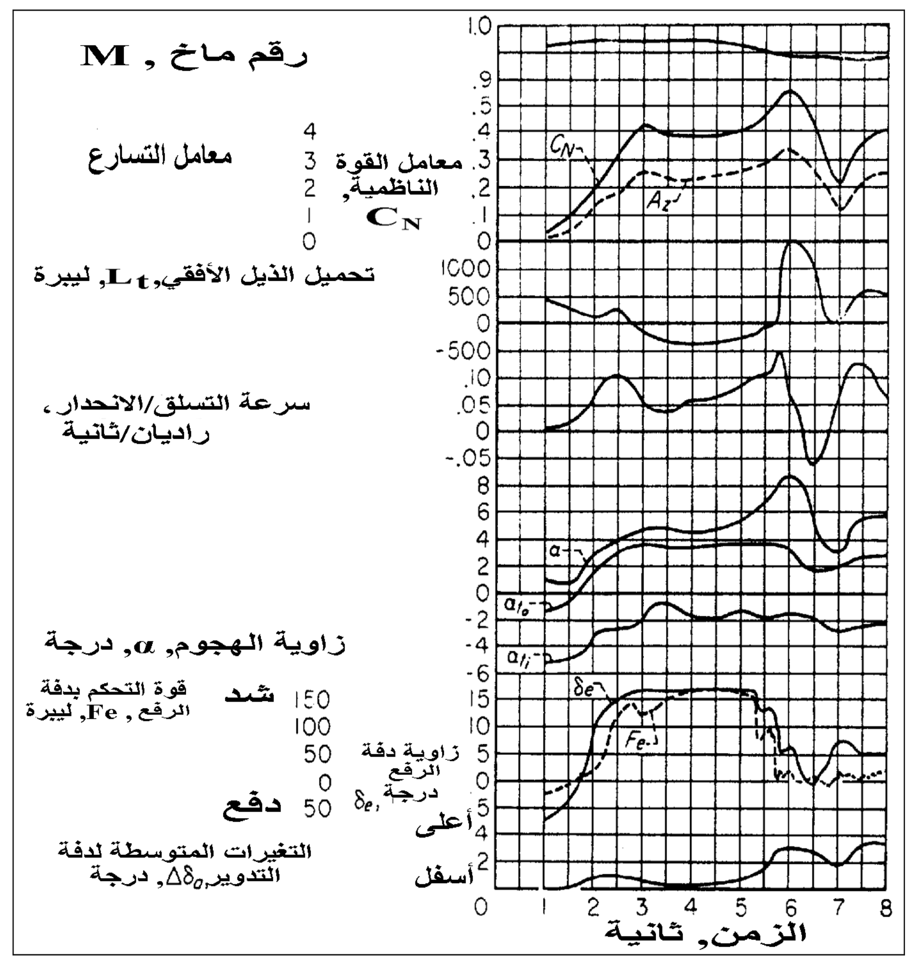
وفرت اختبارات طيران الطائرة F-86 Sabre المزودة بتجهيزات ممتازة، نظرة جيدة وغير اعتيادية حول مشكلة تغير موازن الضبط في حدود السرعة الصوتية (Andreson and Bary, 1955)، فقد أظهرت القياسات زيادة ملحوظة في الاستقرارية السكونية الطولية وانخفاضاً في قدرة تحكم دفة الرفع كلما زاد رقم ماخ على 0.94 وحتى 0.97. وأظهر سجل النتر من الغوص (dive pullout) تغيراً في موازن الضبط عندما تتخطى F-86 مدى الماخ نفسه وهي تتباطأ بمناورة النتر من الغوص.

هذا، وقد لوحظت مشكلة تغير موازن الضبط في السرعات الفوتية (فوق الصوتية) في الطائرة F-100 Super Sabre، ولكن بشدة أقل. في مراسلة غير منشورة، يتذكر بول أندرسون (Paul H. Anderson) الأحداث التالية:

> **أول شكوى كانت تدعي أن موازن الضبط لا يمكن استخدامه في السرعة التطوافيه، وقد صرف الكثير من الجهد والوقت في إعادة تصميم أنظمة موازنات ضبط محورة واختبارها طيرانياً (بدون تحسن يذكر)، حتى أدركنا في النهاية ما كان يحصل حقيقة، والجواب، طبعاً، كان التغذية الخلفية لرقم ماخ في نظام التحكم بالطيران. . . . . وقبل ذلك، عُرِف ميل وضعية الموازن** (stabilizer position) **مقابل السرعة «بالاستقرارية السكونية الطولية» فعندما يُزاح المركز الإيروديناميكي [مع تزايد رقم ماخ]، لاحظ بعض الركاب أن الطائرة بدت غير مستقرة. أخيراً قررنا تغيير اسم موقع الموازن مقابل السرعة إلى استقرارية السرعة** (speed satbility)**، وإنهاء الإشكال.**

ثم استمرت معوضات موازن ضبط ماخ (mach trim compensators) كأنظمة منفصلة تعمل كميزة معتمدة في الطائرات الفوتية ولسنوات طويلة، حتى ظهرت أنظمة متكاملة للتحكم بالطيران من خلال الأسلاك (integrated fly by-

(wire contral systems . وكمثال على واحد من أقدم معوضات موازن ضبط ماخ المنفصل، نظام ضبط ماخ الأوتوماتيكي لطائرة الركاب Boing 707 . ويعمل هذا النظام على وضع الطائرة بوضع تسلق (nose up) بدرجتين لدى وصولها إلى سرعة 0.82 ماخ. وقد أصبح معوض موازن ضبط ماخ في الأنظمة المتكاملة للتحكم بالطيران من خلال الأسلاك/ الآن واحداً من برامج زيادة الاستقرار العديدة في كمبيوتر التحكم بالطيران.



الشكل 11 ـ 12 تَغير موازن الضبط في الحدود الصوتية للطائرة F-86 سابر. في زمن يساوي 5 ثانية، يستمر التسارع العمودي بالزيادة، على الرغم من تحريك دفة الرفع إلى أسفل. هذا كان بسبب انخفاض رقم ماخ من 0.97 حتى 0.94 وحيث أصبحت الطائرة غير مستقرة (من: .(Anderson and Bray, NACA Rept. 1237, 1955

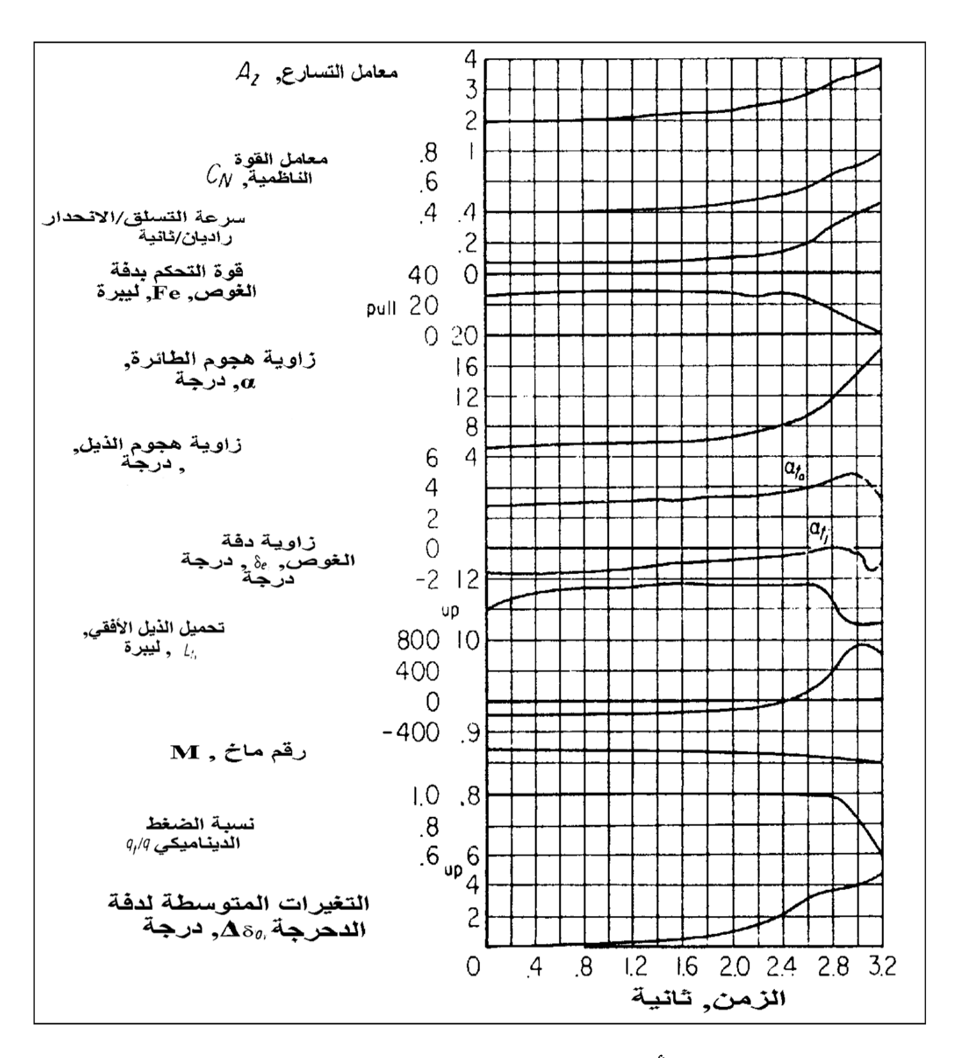
11 ـ 9 التسلق عند حدود سرعة الصوت Transonic Pitchup

إن التسلق (pitch up) بسرعة قريبة من السرعة الصوتية وبزاوية هجوم عالية هي حالة من اللاستقرارية سببها انعكاس عزم تسلق «الجناح ـ الهيكل» المستقر والطبيعي، مع تغير زاوية الهجوم. في مدى زاوية الهجوم المستقرة الطبيعية، تسبب الزيادة في زاوية الهجوم عزوم غوص (pitching moments)، أو أنف إلى الأسفل (nose-down). وعلى النقيض في زوايا الهجوم العالية للأجنحة المتراجعة وفي السرعات الفوتية، يعكس الانفصال في سريان الهواء على الألواح panels الموجودة على سطح الجناح، عزم تسلق «الجناح ـ الهيكل» من السالب إلى الموجب، أو إلى حالة التسلق (nose-up) وتبقى الطائرة في حالة دوران باتجاه الأنف المرفوع، مزيدة بذلك زاوية الهجوم. ويمكن أن تحصل هذه الحالة حتى مع استخدام الطيار لتحكم غوص (nose-down control).

لوحظت هذه الظاهرة لأول مرة أثناء طيران تجريبي جرى في آب/ أغسطس 1949 بطائرة الاختبار Douglas D-588-11 Skystreak بقيادة الطيار روبرت شامبين (Robert Champine). فبينما كان الطيار يسحب الطائرة بقوة 4g بسرعة 0.6 ماخ. فجأة تسلقت الطائرة إلى الأعلى بقوة 6 g. ولم يكن هذا مفاجئاً منذ أن بيّنت اختبارات النفق الهوائي انعكاس عزم تسلق/ انحدار الجناح ـ الهيكل في زوايا الهجوم العالية.

هذا وتؤخر مولدات التدويم (vortex generators) حلول التسلق pitch up السريع، لوهلة، في الطائرة D-558 II، وبمقدار 0.05 في مقياس ماخ.

كان لدى سيث اندرسون (Seth B. Anderson)، وريتشارد براي (Richard Sray) في عام 1955 فرصة لإجراء تحليل تفصيلي على نفس ظاهرة التسلق (pitchup) في السرع الفوتية التي أجريت على الطائرة F-86 Sabre، في مختبر أميس للطيران (ames aeroneutical laboratory). وكان مفتاح الدراسة قياسات عداد الإجهاد لحمل الذنب الأفقي الذي يفصل عدم استقرارية الجناح ـ الهيكل عن التغيرات في التيار النازل (down wash) على الذنب الأفقي. في الدورانات بتيار صاعد (windup) وبسرعة ماخ ثابتة، يزداد عامل التحميل (g) خلال التسلق (pitchup) على الرغم من أن الذنب يحمل حمل موازن (stabilizing up-load) يتصاعد مع التسلق (الشكل 11-13). لذلك إن تسلق F-86 يسببه عدم استقرار الجناح وبصورة مستقلة عن الذنب.



الشكل 11 ـ 13 التسلق إلى أعلى للطائرة F-86 في الدوران الانعطافي. يزيد التسارع العمودي بعد 1.5 ثانية، على الرغم من كون زاوية دفة الرفع ثابتة أو تحركت إلى الأسفل. بقياس حمل الذنب الأفقي، فقد تحققت NACA أن سبب التسلق إلى أعلى هو عدم استقرار الجسم ـ جناح، تماماً كما تنبأ به اختبار النفق الهوائي (من: Anderson and Bray, NACA Rept. 1237, 1955).

أُجري تعديل على حدود لاستقرارية شورتال ـ ماجين (Shortal-Magin instability boundaries) (الشكل 11-9) من قبل ويل (Joseph Weil) وغراي (W. H. Gray) في عام 1953. بيّن هذان الباحثان أن السرعات الفوتية تزيح الحدود نحو قيم أدنى لتراجع الجناح إلى الوراء. وهذا يعني أنه لنفس نسبة

الوجاهة يمكن لتراجع جناح أقل أن يُسمح به عند السرعات الفوتية.

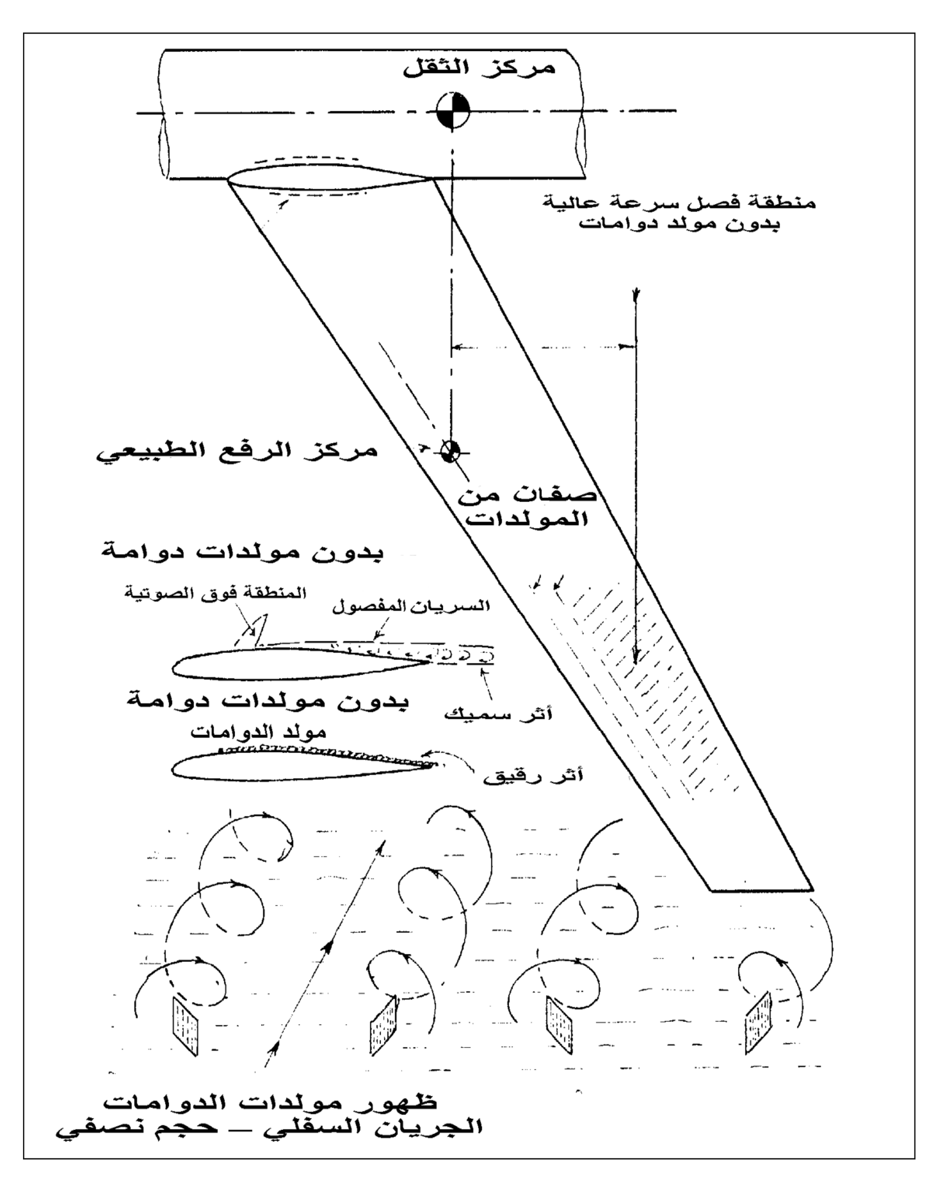
لطائرة Boing B-47 تأريخ حافل من حالات التسلق (pitchup) في السرعات الفوتية. فمع نسبة وجاهة جناح مقدارها 6.0، وزاوية تراجع ربع الوتر مساوية لـ 35 درجة، ونسبة نحولة (taper ratio) بمقدار 0.23، فإن جناح B-47 يقع قريباً من حدود تسلق فيرولونع وماكهيو (Furlong and McHugh pitchup boundary) التي تطبق في السرعات القليلة. ومع تطبيق انزياح حدود تسلق ويل ـ غراي نحو تراجع جناح أقل في السرعات الفوتية، يتوقع أن تتعرض الطائرة لتسلق السرعات الفوتية (transonic pitchup)، وقد تعرّضت له فعلاً (Cook, 1991).

وفيما كانت لويحات الجناح الخارجية المولدة للدوامات في الطائرة Douglass D-558-11 تعمل على اختزال لاستقرارية التسلق (pitchup instability)، فإن مولدات الدوامة في الطائرة B-47 لم تعط نتيجة مماثلة في اختبارات النفق الهوائي، ربما بسبب صغر حجم المولدات، ولكن «هوك» أشار إلى أنه وضع صنفين من المولدات على سطح جناح B-47 كفيل بإزالة المشكلة أثناء الطيران (الشكل 11-14).

يبدو أن تركيب هذه المولدات على الطائرة B-47 يعطي نتيجة أفضل من تلك التي أحدثت فقط تأخيراً قليلاً، في التسلق المفاجئ للطائرة D-558-II، في سرعات ماخ العالية.

من ناحية أخرى فإن التصاميم الهندسية المبتكره، في نهاية الأربعينيات جعلت من مشكلة التسلق المفاجئ أمراً قابلاً للحل نسبياً. فحيثما يسمح تصميم الطائرة، فإن الذنب الأفقي المنخفض عن مستوى امتداد وتر الجناح، يخفف من حدة المشكلة كثيراً.

ويمكن الاعتماد على السريان السفلي للجناح (wing downwash) على الذنب الأفقي المنخفص في التخفيف، وفي زيادة حمل الذنب مسبّباً غوصاً (pitchdown) إلى أسفل، بنفس اللحظة التي يسبب فيها انفصال سريان التيار باللويحات الخارجية (wing outer panals)، تسلق الجناح ـ الهيكل (wing fuselage pitchup). هذا وإن تأثير الموقع الرأسي للذنب الأفقي قد تمّت مكاملته ضمن حدود تسلق ويل ـ غراي لعام 1959، بحسب كينيث سبريمان (Kenneth P. Spreeman) من مخبر لانغلي لناسا.



الشكل 11 ـ 14 يبين جناح بوينغ B-47 مع صفي مولدات الدوامة التي تمنع التسلق إلى أعلى عند حد السرعة الصوتي (من: Cook, *The Road to the 707*, 1991).

وفقاً لجون جيبسون (John G. Gibson) فقد طبقت شركة (Electric Lightning) الإنجليزية مبدأ الذنب الأفقي المنخفض في طائرتها Lightning، على الرغم من الإصرار الرسمي القوي في فارنبرا (Farnborough) على وجوب وضع الذنب على قمة الزعنفة. وقد حلق النموذج الأول لها في عام 1954. وكان أول

ظهور للذنب الأفقي المنخفض في الولايات المتحدة على نموذج الطائرة F-100 Super Sabre قبل عام من الطائرة Lightning. ويذكر أن الطائرة لوكهيد F-104 مع ذنبها الأفقي المنخفض ونسبة الوجاهة المنخفضة تعاني تسلقاً مفاجئاً وقاسياً عند الانهواء. وقد واجه طيارها حينها تحرك عصا القيادة بصورة مرتجفة تحذيراً من تسلق مفاجئ وشيك، وقد سبب دفع العصا بعدئذٍ من قبل الطيار استرداداً (recovery) آلياً للطائرة. ولا يزال حل مشكلة الانفصال المبكر للويحات الجناح الخارجية عند السرعات الفوتية، وزوايا الهجوم العالية في يد مصممي الطائرات الحديثة.

إذا كان التسلق المفاجئ في السرعات الفوتية يمثل مشكلة هذه الأيام، فإن تنفيذ نظام استقرار متزايد رقمي حديث كفيل بتصحيح الأمر بإدخال أوامر معاكسة مبرمجة، أو مانعة لها من خلال تحديد زاوية الهجوم.

هذا وستبقى مرحلة طويلة من الزمن تصدى فيها مهندسو الاستقرار والتحكم للمشاكل التي أوجدها الطيران بأرقام ماخ فوتية في ذاكرة أولئك الرواد كمرحلة من العمل الشاق المضني والمربك في آن. وفي مراسلة غير منشورة يذكر فيها فيليبس (W. Hewitt Phillips) تلك المرحلة بالآتي:

> **مع كلِّ اكتشاف جديد يظهر جيل كامل من الطائرات الجديدة التي تحل بعض المشاكل القديمة، لكنها تدخل في مشاكل أخرى جديدة. وعندما ظهرت مشاكل معالجة واسترداد الانقضاض في مقاتلات الحرب العالمية الثانية، كان تحدي ردود الفعل تقضي بإلغاء الذنب. وكنتيجة، بنينا الطائرة Northrop X-4 و Vought F7U. وبنى البريطانيون de Haviland DH 108 ـ وكل هذه الطائرات لم تكن ناجحة البتة، على الرغم من أن شركة Vought وضعت طائرتها في الخدمة لكسب الخبرة في تحكمات القدرة. بعدئذٍ، أتت الدراسات الخاصة بتأثيرات الجناح المتراجع ونسبة الوجاهة. وبنت الشركات طائرات شبيهة بالأنواع السابقة، ولكن مع أجنحة متراجعة، مثل الطائرتين F9F-6 و F-84F. وإبّان ذلك الوقت جاء اكتشاف الأجنحة المحززّة (notched wings)، والذنب المنخفض. . . الخ. . وقد عولج في تلك الفترة كذلك العديد من مشاكل التسلق المفاجئ (sudden pichup)، ومن طائرات هذا الجيل المتميزة الطائرتان F-8U و F-100.**

11 ـ 10 اللااستقرارية الاتجاهية الفوتية(*) Supersonic Directional Instability

لقد ظهرت أول مشكلة لاستقرارية اتجاهية سكونية «بسيطة» في إحدى الطلعات الاختبارية للطائرة F-100 Super Sabre . وكانت «بسيطة» لأن للمشكلة سبباً واحداً معروفاً، خسارة في فاعلية سطح الرفع بزيادة رقم ماخ على واحد.

من الناحية الأخرى، إن عدم استقرارية الأجسام الدوارة (of revolution)، تبقى عادة ثابتة مع تغير قيمة رقم ماخ. وتبقى الاستقرارية الاتجاهية السكونية في المقام الأول معتمدة على التوازن بين عدم استقرار الهيكل (fuselage) واستقرار الذنب العمودي.

ويفترض أن يكون الذنب العمودي هو المسيطر، ولكن وفقاً لفعاليته، أو لميل منحنى الرفع، فإن هبوط الاستقرار المحايد (neutral stability) يتم الوصول إليه في نهاية المطاف.

من الواضح أن نقطة الاستقرار الاتجاهي المحايد على أية طائرة فوتية يجب أن تتخطى إطار الطيران السهل المنال. وفي الحقيقة، إن عدم الاستقرار الاتجاهي الفوتي الناتج من انقضاض الطائرة F-100 الأولى وقبل اعتماد الذنب العمودي المكبر قاد إلى حادث مأساوي. كذلك، ساهم انحناء بسيط في الذنب العمودي للطائرة F-100 في فقد فاعليتها.

يمكن للتقنيات الحديثة في الاستقرار المتزايد أن توفر استقراراً اتجاهياً صنعياً في السرعات الفوتية إذا لم يكن عملياً أو مرغوباً به اقتصادياً توفير ذنب عمودي كبير بما فيه الكفاية.

لقد استخدمت القاذفة North American XB-70 تركيباً متغيراً للعودة بالاستقرار الاتجاهي إلى مستويات مقبولة عند أرقام ماخ فوتية، فقد طويت اللويحات الخارجية للجناح بمقدار 65 درجة عندما وصلت السرعة إلى 2 ماخ وبزاوية فوقية أكبر (الشكل 11-5).

لقد جعل هذا العمل لسوء الحظ، تأثير الزاوية الثنائية سلبياً، فأساء إلى جدارة الطيران. وهذا هو ما تم تصحيحه في النموذج الأولى للطائرة XB-70

(*) السرعة الفوتية هي السرعة المتجاوزة لسرعة الصوت (Supersonic) .

الثابتة من خلال اسفين (wedge) مثلث الشكل يلحم بين الهيكل (fuselage) والجناح ليعطى زاوية ثنائية هندسية بمقدار 5 درجات.



الشكل 11 ـ 15 الطائرة شمال أمريكا XB-70 أثناء الطيران. تنحرف أطراف الجناح إلى أسفل لزيادة الاستقرار الاتجاهي في السرعات فوق الصوتية (من : Bilstein, *Orders of Magnitude*, 1989).

لقد كان ثمة قلق فيما لو بقيت أطراف جناح القاذفة XB-70 ثابتة بالوضع المحني إلى أسفل فلا تستطيع أن تحط لقلة ارتفاع طرف الجناح عن الأرض. ولحسن الحظ لم يحصل ذلك مطلقاً. وهنالك منفعة إضافية تُجنى من حني طرف الجناح إلى الأسفل تتمثل في تخفيض فائض الاستقرار الطولي السكوني في السرعات الفوتية، والعائد إلى تغيّر شكل الجسم. كذلك، إن ضغط الرفع المتولد في السرعات الفوتية من موجات الصدم، من الأطراف المحنية يؤدي إلى توليد ضغط موجب على بطن الجناح والجسم.

صممت الشركة البريطانية للطائرات British Aircraft corporation، طائرتها TSR-2 لتطير بسرعات تفوق ضعفي سرعة الصوت (2.0 ماخ)، فجعلت لها

استقرارية حيادية اتجاهية عند رقم ماخ 1.7، وزودت بزعنفة عمودية صغيرة لتخفيض حمولات الذنب في السرعات الفوتية عند الارتفاعات المنخفضة. ولكن هذه الطائرة ألغيت لأسباب أخرى قبل أن يتم تركيب مزيد الاستقرار الاتجاهي (directional stability augmentor) لتحقيق طيران أسرع من 1.7 ماخ.

11 ـ 11 اللااستقرارية من ميل المحور الرئيسي Principal Axis Inclination Instability

إن اللااستقرارية الجانبية ـ الاتجاهية الديناميكية (Lateral - directional dynamic instability) الناتجة من ميلان الأنف إلى أسفل المحور الرئيسي (principal axis) هي ليست بالضرورة ظاهرة انضغاطية أو لسرعات ماخ عالية، علماً بأن هذا النوع من اللااستقرارية مرتبط بطيران السرعات العالية. وعليه فهو متضمن في هذا الفصل.

يُعرف تناظر المحور الرئيسي (symmetric principal axis) على أنه محور جسم الطائرة في مستوي التناظر والذي من أجله ينعدم جراء (product) العطالة I_{xz}. رياضياً $I_{xz} = \int_{xz\,=\,m}$، حيث إن x وz هي إحداثيات كل بنية أولية *dm* من الكتلة وفق المحورين *X* و*Z*. إن الأوزان العالية على الذنب العمودي، مثل شكل الذنب T، يسبب انحراف المحور الرئيسي إلى حالة غطس (nose-down) وفقاً لمحاور الجسم الطبيعية.

إن انحراف المحور الرئيسي بأنف إلى الأسفل (nose - down attitude) قياساً بخط الطيران، يزعزع الاستقرار الاتجاهي الجانبي (اهتزاز الدحرجة الهولندية) (Sternfield, 1947). ولقد صودفت هذا الحالة أثناء سلسلة من اختيارات الطيران أجريت على طائرة الأبحاث Douglas D-558-2 Skyrocket بقيادة طيار NACA بيل بريدجمان (Bill Bridgman). وفي الاختبار الذي وصلت فيه سرعة الطائرة 1.79 ماخ حدث لااستقرار دحرجي خطير أثناء تحرير قذيفة صاروخية وتسلقها بشكل حاد بعد اشتعالها، وقد صار ميل المحور الرئيسي بالنسبة إلى خط الطيران منخفضاً بأنف إلى أسفل خلال اشتعال واندفاع (pushover) القذيفة.

هذا وقد أخفق فريق الاختبار، حقيقة، في ربط الدحرجة غير المستقرة بتأثير المحور الرئيسي، وخلص الفريق إلى أنه يمكن الوصول إلى سرعات

عالية بأمان في هذه الطائرة. ولقد طلب من الطيار بريدجمان تطبيق مناورة أنف إلى الأعلى (nose - over) في حالة التسلق ثم الغطس إلى عامل واطئ جداً مقداره 0.25، في محاولة للوصول إلى سرعة 2 ماخ، وفقاً لريتشارد هاليون (Richard Hallion) عام 1981، الذي قال واصفاً ما حدث:

تدحرجت الطائرة Skyrocket **بقسوة ثم غطس جناحاها بزاوية 75 درجة. عندها قطع الطيار قدرة المحرك** (cut power) **لكن الغطس أصبح أكثر حدة. أخيراً عاد الطيار ليسحب عجلة القيادة إلى الخلف لأن الطائرة كانت في حالة انقضاض حاد** (steep dive) **ومبتعدة بعيداً عن نقطة الهدف الافتراضية. وبحركة خشنة، استعادت الطائرة وضع التسلق** (nose-up) **ومن ثم خواص طيرانها السلس ليعيدها الطيار إلى القاعدة** Muroc **سالمة.**

عموماً، لقد صُرِف النظر عن مخاوف لااستقرارية الدحرجة الهولندية الناتجة من ميل المحور الرئيسي بوضع أنف إلى الأسفل، عن طريق الاستخدام الموحد عالمياً لمخمد الاستقرار المتزايد للانعراج (yaw damping stability augmentation)، في الطائرات السريعة جداً.

11 ـ 12 رجة الانهواء في الارتفاعات العالية High Altitude Stall Buffet

يُعَدّ مفهوم «محدوديات التشغيل برقم ماخ ـ ارتفاع (Mach number - altitude operating envelope) من الأمور المهمة في عمل الطائرات النفاثة. وقد رسمت المحدوديات باعتبار رقم ماخ محور سينات (abscissa)، لتعطي الحدود إلى اليمين أرقام ماخ العظمى في كل ارتفاع، ويتم تثبيت هذا الأمر بشكل اعتيادي من خلال الاهتزازات (buffet) التي تؤشر حالة الانهواء، في الطائرات التجارية.

أما بالنسبة إلى الطائرات الحربية فهي تمتلك معاملات حمل تصميمية عالية، وقوة بنيوية وقدرة تحكمية (controllability)، فتحدد أرقام ماخ العظمى التشغيلية في يمين محور السينات. ويتحقق رقم ماخ الأعظم من خلال أقصى سرعة يمكن الوصول إليها عند الانقضاض من أقصى ارتفاع يمكن الصعود إليه.

وتعطي حدود التقسيم اليسرى في مفهوم محدوديات التشغيل أرقام ماخ الدنيا التشغيلية عند كل ارتفاع، وبضوء ذلك يعرف الانهواء الاعتيادي عموماً

أدنى رقم ماخ تشغيلي في الارتفاعات الواطئة. ويُعرِّف اهتزازات الجسم (airframe buffeting) الناتجة من انفصال انسيابية التيار، أدنى رقم ماخ تشغيلي في الارتفاعات العالية، حيث إن رقم ماخ يمكن أن يصبح عالياً بسبب الانضغاطية المحرضة لانقطاع السريان.

وهنالك مشاركة هامة للاستقرار والتحكم عندما يكون اهتزاز الانهواء مسؤولاً عن أدنى رقم ماخ تشغيلي في الارتفاع العالي. وهذا يحدث بسبب اختراق حدود اهتزاز الانهواء في الارتفاع العالي عندما تشوش الطائرة بالاضطراب الجوي، وعندها قد يستخدم الطيار قياداته، بخشونة، لاسترداد الطائرة.

يبدو أن هذا الأمر حدث عام 1992 لطائرة McDonnell Douglas MD-11 وهي تطير بسرعة تطوافية مقدارها 0.70 ماخ وارتفاع 33000 قدم عندما اعترضها اضطراب جوي (turbulence). وللاسترداد (recovery) من هذا الاضطراب قللت الطائرة سرعتها إلى 0.5 ماخ بعد مرورها بأربعة اختراقات متعاقبة لحدود اهتزاز الانهواء.

11 ـ 13 استقرارية الارتفاع في الطيران الفوتي Supersonic Altitude Stability

عندما بدأت الطائرات الفوتية تعمل بسرعات تفوق 2 ماخ، على ارتفاعات عالية، ظهرت حالة غريبة من فقدان الاستقرارية. وقد برزت الحالة، وكأنها عدم قدرة على التحكم بالارتفاع والسرعة الجوية بشكل دقيق، في طلعات الطائرة Valkyre Na XB-70 أولاً ومن ثم في الطائرة Lockheed SR-71A. ويعتقد أن الطائرة Concorde SST قد لاقت هي الأخرى صعوبات من هذا النوع في السرعات العالية، المقاربة لـ 2 ماخ.

ووفقاً لغلين غيليارد (Glenn B. Gilyard)، وجون سميث (John W. Smith) سنة 1928، فيما يخص الطائرة SR-71A جاء بالتعليق التالي:

> **كان الانخفاض في استقرارية الطائرة، وقلة الضغط السكوني، وظهور اضطرابات جوية، عوامل مجمعة ساهمت في تفاقم الحالة. كذلك ساهم الارتفاع العالي، والسرعة الكبيرة، في خلق توازن غير محمود بين الطاقة الكامنة والحركية للطائرة، ما استدعى تغييراً كبيراً في الارتفاع لتصحيح خطأ صغير في رقم الماخ، عند الطيران بنمط ثابت الماخ (Mach hold mode)، باستخدام التحكم بالروافع.**

ولقد وجدت NASA في محاكاة مشاكل التحكم بالسرعة والارتفاع للطائرة SR-71A أنه من الضروري إضافة التأثيرات الهندسية لفتحة مدخل المحرك (inlet geometry)، على حركة الطائرة، إلى المعادلات الطبيعية لحركة الطائرة وصولاً إلى حدود انخماد الانهواء. وكذلك الحال بالنسبة إلى معادلات الحارق الخلفي في الطائرات ذات المحركين. وفيما أن هذه الإضافات في برنامج المحاكاة لم تمثل صعوبات غير اعتيادية فإن المحاولات لإيجاد نماذج نظرية أكثر ملائمة لهذه الدراسات هي مسألة أخرى.

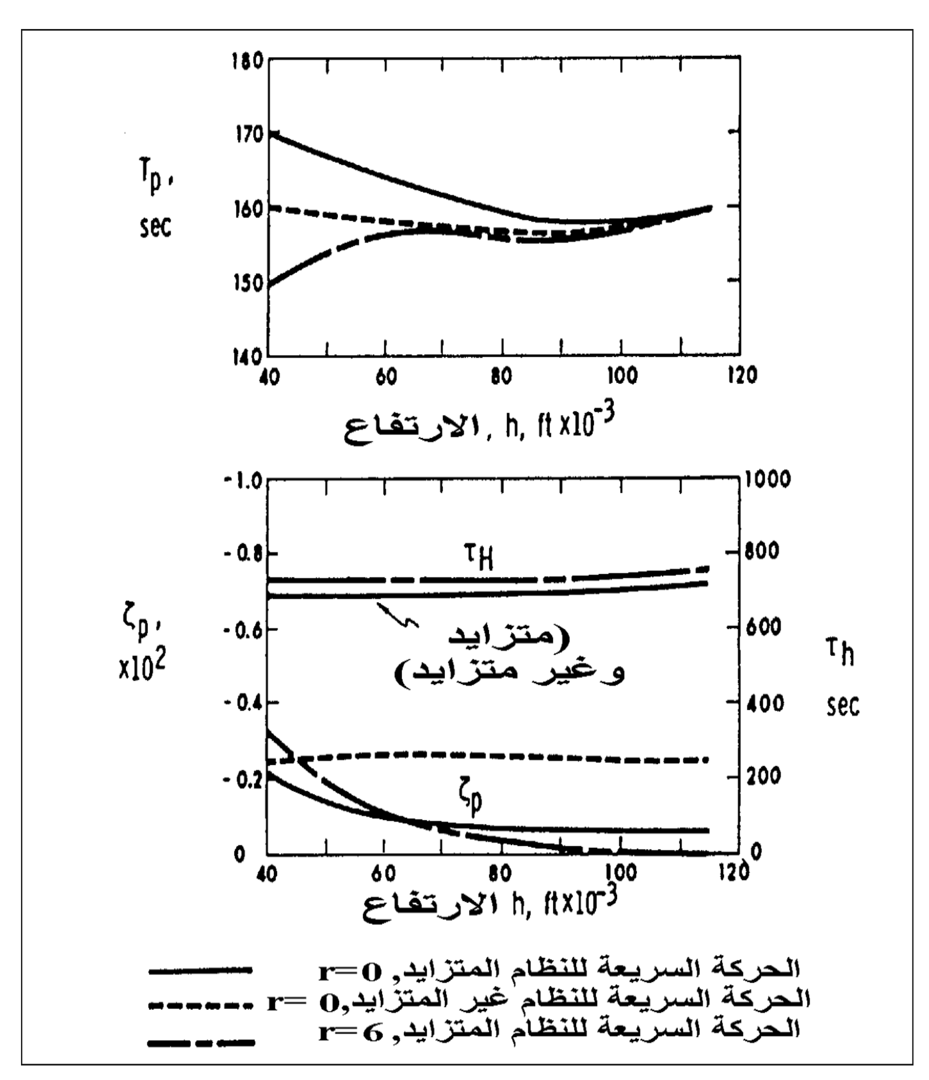
إن الجزء القابل للتطبيق من النظرية يبدأ مع تحليل لانكستر (Lanchester) للحركة الفيغوئيدية لعام 1897. ولقد أهمل تحليل لانكستر، وتحليلا براين ووليامز (Bryan and Williams) من بعده، التغيرات في كثافة الهواء أثناء تغيرات ارتفاع الطائرة خلال الاهتزازات الطولية للحركة الفيغوئيدية. ولقد أضاف شوبيل (F.N. Scheubel) تدرج الكثافة (density gradient) إلى النموذج الرياضي عام 1942. وفي عام 1950، أضاف ستيفان نيومارك (Stefan Newmark) تأثير الدفع (thrust) وتغيرات سرعة الصوت وفقاً للارتفاع في المعادلة أيضاً.

وبينما يقود نموذج برايان ووليامز إلى معادلة خواص من الدرجة الرابعة مع كلا النوعين من الاهتزازات الدورية: الطولية والعرضية، فإن تدرج الكثافة يزيد من خواص المعادلة ليضعها في الدرجة الخامسة، وذلك لظهور طور جديد هو الارتفاع غير الدوري (aperiodic height mode). وهو، نمطياً طور حيد أو انفراج بطيء جداً. (الشكل 11-16). وكان نيومارك (Neumark) هو أول من تعرف على طور الارتفاع، أو بالأحرى تنبأ به. وعليه فإن مشاكل استقرارية الارتفاع في السرعات الفوتية التي تمّت مواجهتها قد تلاقي مشاركة إضافية لكلّ من حركة فيغوئيد الاهتزازية البطيئة، وطور الارتفاع.

أما تأثيرات الدفع فهي معنوية على كل من أنمطة الحركة الفيغوئيدية والارتفاع (Stengel, 1970, Sachs, 1990). إلى جانب التأثيرات المحتملة للدفع على تغيير مركز ثقل الطائرة، كما أن تغيير عتلة الخانق (throttle fixed) وفعلها في السرعة الجوية تؤثر في نمطي الارتفاع والفيغوئيد الاهتزازية أيضاً. ويكون كلا النمطين مستقراً عندما ينخفض الدفع بزيادة السرعة الجوية، والعكس بالعكس.

يفترض تحليل لانكستر الأساسي (Drand, 1934) أن رفع الطائرة يكون عمودياً دائماً على مسار الطيران ويتناسب رقمياً مع ربع السرعة الجوية.

تقود هذه المقاربات البسيطة، والتقريبات الزاوية الصغيرة إلى حركة لانكستر الاهتزازية الفيغوئيدية، ودور الاهتزاز غير المخمد للدورة $\sqrt{\frac{2\pi V}{g}}$ حيث V سرعة الطيران وg تسارع الجاذبية.



الشكل 11 ـ 16 تأثير الارتفاع في نمطي الحركة الاهتزازية البطيئة والارتفاع للطائرة الافتراضية SST، خلال طيرانها برقم ماخ 3. (من: Stengel, *Journal of Aircraft*, (September-October 1970).

وعلى أية حال، فإن الزيادة الخطية للدورة (period) مع السرعة التي

توقعها لانكستر لا تَحدُث في السرعات العالية. والسبب هو أن تأثير تدرج الكثافة التي كتب عنه شوبل في عام 1942 يصبح هاماً جداً في السرعات العالية. وتقصر دورة فيغوئيد مقارنةً بحالة لانكستر. وفي الواقع، بينما تخفض الطائرة بأنف إلى الأسفل، تتسارع وتيره السرعة وترفع الطاقة الحركية على حساب الطاقة الكامنة، وبالتالي يزيد تدرج الكثافة العالية في الارتفاعات المنخفضة كفعل نابض مضاف لتقليص الدورة.

لقد توقع النموذج المبسط المطور عام 1965 في شركة لوكهيد من قبل جون ماك ماستر (John R. McMaster) انخفاضاً قوياً في دورة حركة فيغوئيد الاهتزازية بالنسبة إلى قيم لانكستر التقليدية في السرعات العالية؛ فكانت القيمة، بتوقع ماك ماستر، مساوية حوالى 150 ثانية (في السرعة 3 ماخ) مقارنةً بـ 401 ثانية مع لانكستر. وأعطت الحسابات التي أجراها ستينجل في عام 1970 على الطائرة SST عند رقم ماخ 3 القيمة 160 ثانية لحركة فيغوئيد الاهتزازية، قريباً من قيمة ماك ماستر، وفيما بعد أظهر نموذج مبسط (Etkin, 1972) انخفاضاً عن قيم لانكستر، ولكن ليس كثيراً.

وضع ريغان (Regan, 1993) صياغة صحح بها مقاربة لانكستر الخاصة بتدرج الكثافة. ولعل مقاربة ريغان اشتقت من معادلات الحركة الخاصة بالاضطراب الطولي الصغير (small-perturbation longitudenal equation of motion).

كما بيّنت معادلة الحركة في الشكل 18-4 إضافة درجة حرية الارتفاع ومشتق الارتفاع ∂z/∂h، حيث إن Z هو القوة الإيرودیناميكية وفق الأحداثي Z، وأن h هو اضطراب الارتفاع من وضعية الطيران المتوازن. وبالتالي فإن تقريب ريغان لدورة حركة فيغوئيد الاهتزازية هي:

$$\text{Period} \ \text{الدورة} = 2\,\frac{\pi\left(V_o/g\right)}{\left(2-\left(1/\rho\right)\left(\partial\rho/\partial h\right)\left(V_o^2/g\right)\right)^{\frac{1}{2}}}$$

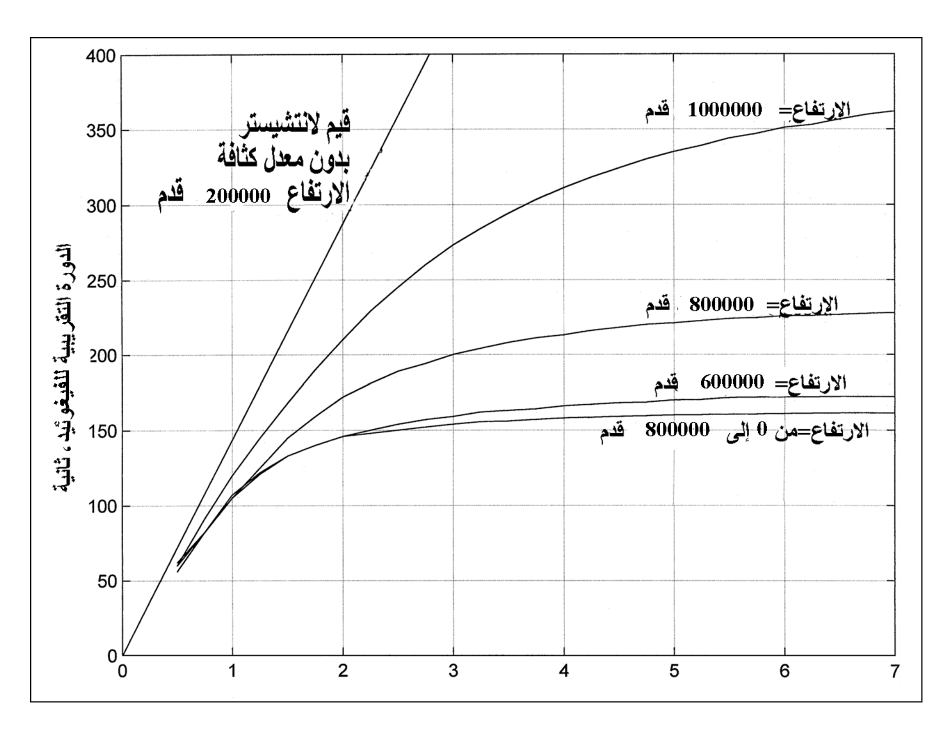
حيث إن

V_0 = سرعة الطيران بوضعية التوازن,

ρ = كثافة الهواء بوضعية التوازن,

g = تسارع الجاذبية عند الارتفاع بوضعية التوازن,

$\partial\rho/\partial h'$ = تدرج الكثافة مع الارتفاع عند الارتفاع بوضعية التوازن.



الشكل 11 ـ 17 تغيرات تقريب دور الحركة الاهتزازية البطيئة (الفيغوئيد) مع الارتفاع ورقم ماخ، متضمنة معدل الكثافة مع تأثيرات الارتفاع.

استخدمت هذه العلاقة (الشكل 11-17) لبيان النزعة العامة لدورة فيغوئيد الاهتزازية مع أرقام ماخ، والارتفاع. والذي حذف من العلاقة هو تأثيرات الدفع (thrust) المحتملة. يبيّن الشكل 11-17 كيف يؤثر تدرج الكثافة في دورة فيغوئيد وصولاً إلى قيم لانهائية (asymptotic) كلما زادت السرعة الجوية بشكل غير محدد (indefinitely). وهذا مخالف تماماً لتقريب لانكستر التقليدي. وعند إسقاط معدل تدرج الكثافة خطأً تتضاعف دورة فيغوئيد عند الارتفاع 200000 قدم وسرعة ماخ 2.

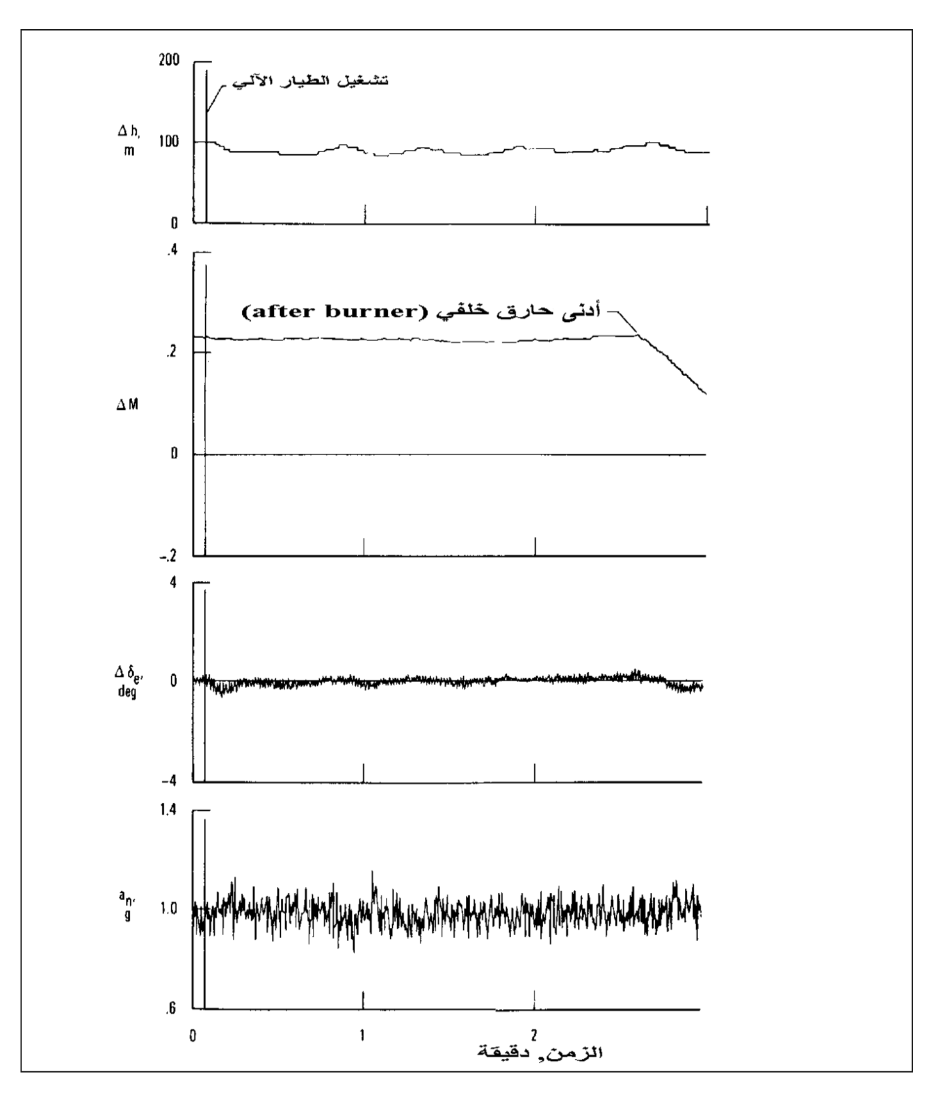
يخمّن الشكل 11-17 دورة فيغوئيد من 154 ثانية عند رقم ماخ 3 وارتفاع 400000 قدم، وهي قريبة من القيمة التي توقعها ماك ماستر في سرعة 3 ماخ، وأيضاً نتائج ستينجل المبينة في الشكل 11-16. ولقد كان قيم ايخن (Eign) التي أجراها لحساب مركبة NASA الفوتية الفائقة (NASAGHAME hypersonic vehicle) متقاربة بشكل مثير من نتائج تقريب ريغان لنفس الدروة، ولكن عند رقم ماخ فوق 2.

هذا ولا تتوفر بيانات اختبار طيران فعلي لتأكيد أيٍّ من نماذج فيغوئيد المبسطة. ولسبب وجيه هو أن الطائرات التي تطير عند أرقام ماخ وارتفاعات هائلة مع أي (أوكلا) من حلقات التحكم برقم ماخ أو الارتفاع مفعّلة، كنتيجة مباشرة لمشكلة استقرار الارتفاع. ويُعدِّل إغلاق الحلقة (loop closure) من حركة فيغوئيد الأساسية بحيث يكون من الصعب اكتشاف دورتها وتخامدها حتى وإن كان طور المقياس لقياس دورات بطول 160 ثانية.

لقد كانت اختبارات الطيران التي أجرتها NASA على الطائرة YF-12A مشجعة من حيث إن الطائرة صمّمت بشكل صحيح، وإن تعويض أنظمة المحافظة على الارتفاع وعلى رقم ماخ، التي تعمل من خلال التحكم بزاوية التسلق/الانحدار والدفع، على التوالي كانت جيدة، كما أنها كانت قادرة على المحافظة إلى حد معقول، على شروط الطيران التطوافي (cruise conditions) بسرعة ماخ 3 (الشكل 11 ـ 18).

إلا أن هنالك محدداً فيزيائياً واحداً هو عدم استقرارية الجو نفسه، لاسيما مقاصات درجة الحرارة (temperature shears) التي تغير من قيم ماخ المقاسة (indicated) حتى ولو بقيت السرعة الجوية الحقيقية (true airspeed) والارتفاع ثابتين وغير متغيرين. وقد لاحظ جيليارد وسميث (Gilyard and Smith) أن خط ارتفاع الطائرة YF-12A كان ثابتاً، فيما كان بأوقات أخرى يتذبذب بشكل غير معقول.

ظاهرة أخرى ذات صلة وجدت أثناء الطيران الاختباري للطائرة XB-70، وهي تطير بسرعة 3 ماخ، حيث شوهدت تغيرات في الارتفاع المقاس (indicated altitude) بمقدار 1000 قدم استمر من 2 إلى 3 ثواني. ومن الواضح تماماً أن هذه التغيرات هي نتيجة لتدرج حرارة الجو، إذ من غير الممكن أن تغير الطائرة ارتفاعها بهذه السرعة. ولتجنب حصول تغير ما في أنظمة تثبيت الارتفاع ورقم الطيران، قد يكون من الضروري مجانسة (smoothing) البيانات الجوية مع بيانات عطالية أو قياسات موضعية مشتقة من الأقمار الصنعية.



الشكل 11 ـ 18 أداء المحافظة على الارتفاع في الطائرة YF-12A بوجود طيار آلي أمثلي، عند ماخ 3، وارتفاع 77500 قدم. المحافظة على اهتزاز الارتفاع حول القيمة المرغوبة بمقدار 25 قدم (من: Gilyard and Smith, NASA CP 2054, 1978).

11 ـ 14 الاستقرار والتحكم بطائرات السرعة الفوتية الفائقة Stability and Control of Hypersonic Airplanes

يفهم من الطيران الفوتي الفائق على أنه الطيران بسرعات تفوق ماخ 5 والتجربة الوحيدة لطائرة مأهولة تطير بسرعة فوتية فائقة جاءت من

الطائرة North American/NASA X-15، ومن برنامج المكوك الفضائي.

إن ظاهرة اللاستقرار والتحكم في السرعات الفوتية الفائقة هي من الناحية الوصفية لا تختلف عن السرعات الفوتية المعتدلة. فهنالك نفس الفقد النسبي في فعالية رفع سطوح الموازنة مقابل عزوم زعزعة استقرار جسم الطائرة (fuselage destabilizing moments). وإن الارتفاعات العالية التي يجري فيها الطيران الفوتي الفائق تطيل من فترات الحركات غير المتحكم بها، وغالباً هي مشاكل قيادة (piloting problems).

يتوقع أن يكون تأثير نظام الدفع (propulsion system) في القوى والعزوم الإيروديناميكية أكثر تطرفاً في الطيران الفوتي الفائق على ارتفاعات عالية منه على ارتفاعات واطئة، أو سرعات أقل، والعكس أيضاً صحيح، ومنه أن زوايا انزلاق جانبي صغيرة يمكن أن تسبب مشاكل قاسية لمدخل المحرك (inlet problems)، وذلك اعتماداً على تفاصيل التصميم الهندسية. هذا وإن قوة تحكم كافية قد تكون مطلوبة للتغلب على عزوم الانعراج، والرفع، والدحرجة التي يسببها اضطراب مدخل المحرك وتوقفه عن العمل بدقة في الارتفاعات التي تقل فيها عزوم السيطرة لانخفاض كثافة الهواء.

من ناحية أخرى، إن مشاكل الاستقرار والتحكم الأكثر إلحاحاً في الطائرات الفوتية الفائقة، يمكن مصادفتها في السرعات المنخفضة كنتيجة لمعاملات التصميم الفريدة التي تتوافق والطيران الفوتي الفائق. فإن قدات مقدم الجناح (wing slats)، وحافات الجناح المنحنية إلى أسفل التي يمكن أن تحسن الاستقرار الاتجاهي والطولي تستبعد، على ما يبدو، بسبب مشاكل التسخين الإيروديناميكي في مناطق الدرز (seams) على سطوح الجناح الأمامية السفلى. ولا تزال طائرة الركاب الفوتية الفائقة للرحلات الطويلة عبر المحيط مثيرة للاهتمام. ولكن ربما هي هدف بعيد لمخططي الطيران، فإن البحوث اللاإيروديناميكية التي تعاملت مع هذا المفهوم بشكل جيد إلى حدّ الآن قد تكون تعاملت مع أداء الطائرة والتسخين الإيروديناميكي أيضاً. وتُظهر التصاميم التصورية التي تم نشرها تكوينات مشابهة لشكل مكوك فضاء ممطوط (stretched-out).

الفصل الثاني عشر

مشاكل طائرات البحرية

Naval Aircraft Problems

للطائرات التي تعمل على حاملات الطائرات مشاكل استقرار وتحكم غير موجودة في الطائرات التي تعمل من قواعد أرضية.وبعض هذه المشاكل تنشأ من قيود الحجم (size constraint) التي تحتم احتواء الطائرات في مصاعد داخل الحاملة، لكي تحمل أكبر عدد منها. ويُترجَم هذا بالنسبة إلى مهندسي السيطرة محددات تخص طول الذنب، وذلك لإمكانية طي الأجنحة.

كما أن الطيار يحتاج إلى مجال رؤية جيد فوق أنف الطائرة يعينه عند التقرب للهبوط بأنف مرفوع. وهذه المحددات تؤثر في تصميم الطائرة في العديد من النقاط.

كما أن محاولات الحط غير الموفقة أو الفاشلة (waveoffs approaches) يجب أن تؤخذ بالحسبان في كافة السرعات والوضعيات في الوقت الذي لا يعار لها نفس الاهتمام في الحط على الأرض. وهذا يعني تحكماً آمناً وإيجابياً بالقرب من سرعة الانهواء مقروناً بتكامل حذر مع أداء تصميم الطائرة.

أخيراً، هنالك مسألة الهبوط على الحاملة من لحظة ابتداء التقرب النهائي (final approach) حتى لحظة الحط على مدرج الحاملة، أو حتى على مربع أرضي، يتوجب السيطرة على خط طيران الطائرة وسرعتها. فالسيطرة على خط الطيران (flight - path) ضروري لتحقيق تلامس (touchdown) في المنطقة المعينة، مع سرعة عمودية (vertical velocity) معقولة. والسيطرة على السرعة

الجوية مهم أيضاً لإبقاء سرعة الملامسة ضمن الحدود المطلوبة، واعتماداً على الالكترونيات المتوفرة على متن الطائرة، والظروف الجوية، وبخاصة تدريب الطيار وأولوياته، والتحكم بمسار الطائرة وسرعتها، واستخدام مساعدات بصرية وآلية، وذلك لضمان تلامس في نقطة معينة على ظهر الحاملة. وإن مثل هذه الدقة في تحقيق التلامس ليس ضرورياً في الهبوط على مدرج أرضي.

وعلى النقيض من حالة الحط على مدرج أو حقل أرضي، فإن دفة التلامس إلى مدى عدة أقدام من النقطة المعينة ضروري لتحقيق هبوط ناجح على ظهر الحاملة، إذ إن الهبوط على ظهرها يجب أن يتم بدون انحدار طفوي ـ شراعي (flare). وعليه، فإن التقرب بسرعة واطئة (قريبة من سرعة الانهواء) مطلوب لتقليص سرعة التلامس العمودية، والأحمال المطبقة على منظومة العجلات (landing gear loads). وهنالك تسامح قليل في أخطاء سرعة التلامس بين الانهواء والسرعة الزائدة التي تؤدي إلى هبوط خشن. وعليه، تعود حوادث الهبوط على سطح حاملة الطائرات بشكل رئيسي إلى الهبوطات الخشنة والحط قبل نقطة التلامس المحددة (undershoot).

وهذه الحوادث من الناحية الاحصائية تفوق مثيلاتها في الحط على مدرج أو حقل أرضي.

12 ـ 1 التقارب التقليدي للحط على حاملة طائرات Standard Carrier Approach

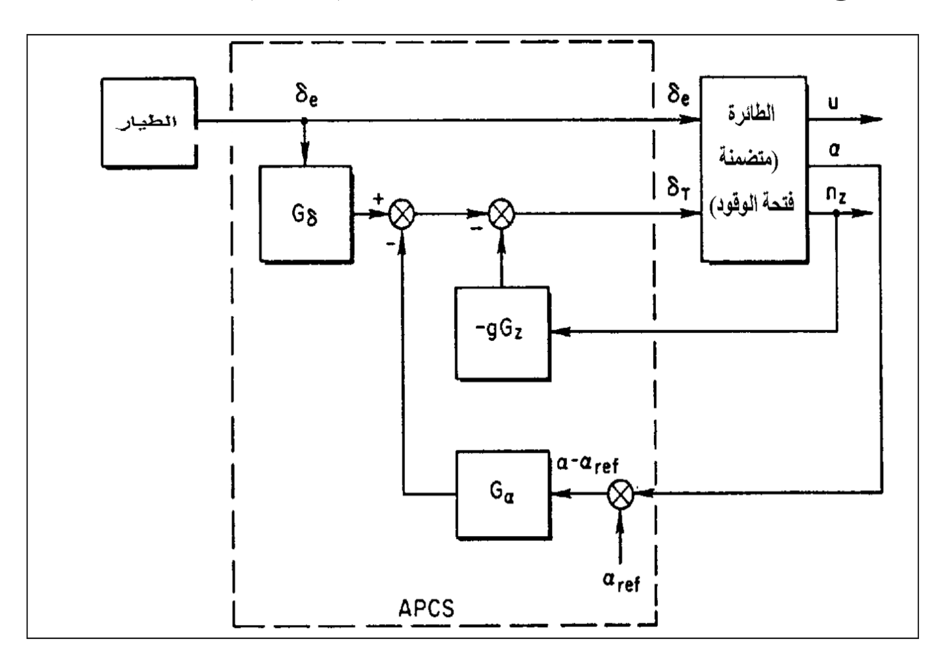
طوّر طيارو البحرية إجرائية مميزة لتقارب الحط وذلك لجعل دقة التلامس (touchdown point precision) مجرد إجراء روتيني. تقوم طائرات الحاملة (الأميركية) بالدخول في مسار التقارب النهائي القصير (short final path) بتطبيق دورة حادة إلى اليسار متجنبة قدر الأمكان أثر البقبقة المضطربة للسفينة (turbulent wake or burble of the ship). وعادة لا يزيد مسار التقارب النهائي (final approach) على 3/4 ميل، ويستغرق بين 15 إلى 20 ثانية لإكماله (Craig, Ringland, and Ashkenas, 1971)

وفي التقاربات اليدوية (manual approaches) يعتمد الطيار على جهاز إسقاط بصري لتحديد الشاقول المرجعي، بدل الاعتماد على الرؤية البصرية المباشرة لمنطقة الحط على ظهر الحاملة. ويبقى الجهاز البصري المحمول

على سطح الحاملة متوازناً أفقياً (gimbaled)(*) ويبث مسار انحدار شراعي (glide slope) مستقر.

أثناء التقرب يرى الطيار على شاشة في مقصورته خط الانحدار ودائرة متمركزة مع خط بيانات قصير أفقي. فإذا كان موقع الطائرة تحت خط التقرب الشراعي تظهر الدائرة تحت الخط والعكس بالعكس. وبالتالي سيتمكن الطيّار من تنفيذ عملية حط صحيحة بدون الحاجة إلى النظر إلى منطقة الهبوط.

كذلك، تم تطوير رادار للتحكم بالهبوط على الحاملة بصورة أوتوماتيكية، فباستخدام رادار التقفي SPN-42 المركب على سطح الحاملة يمكن رصد تغيرات سلوك الطائرة أثناء التقرب وإرسالها كأوامر إلى الطيار الآلي في الطائرة لتصحيح أخطاء الانحراف عن خط الانحدار الشراعي المثالي.



الشكل 12 ـ 1 المخطط الصندوقي لنظام تعويض القدرة في مرحلة تقارب الهبوط AN/ASN-54. قد تم تصميمه لحاملات الطائرات من خلال المحافظة على زاوية هجوم ثابتة باستخدام تغيرات الدفع. على أي حال، كان مسار التحكم غير مرضٍ باستخدام هذا النظام. (من: (Craig, Ringland, and Ashkenas, Syst. Tech., Inc. Rept. 197-1, 1971).

(*) الجيمبال (gimbal): أداة لإبقاء شيء بشكل أفقي.

ولكي يتم التحكم بالسرعة الجوية بدقة يتم التقارب النهائي (final approach) بزاوية هجوم ثابتة. فإن التحكم الدقيق بزاوية الهجوم كوسيلة للتحكم بالسرعة الجوية يُعَدُّ من الأمور المهمة، بحيث يتم تطوير نظام تحكم خاص بالخانق (throttle) يسمّى نظام تعويض قدرة التقرب (Approach Power compensation system) أو APCS لهذا الغرض. هذا وجرى تطبيق العديد من التجارب بمنظومات راجعة (feedback) مختلفة، حيث يستخدم تصميم APCS الأخير لنظام تعويض القدرة في مرحلة التقرب للهبوط كل من زاوية الهجوم والتسارع العمودي وحلقات التغذية الخلفية لفتحة عتلة الوقود، والتغذية الأمامية لعصا الطيار (الشكل 12-1).

12 ـ 2 اعتبارات الدفع والإيروديناميك Aerodynamics and Thrust Considerations

لقد عُرف لبعض الوقت أن التحكم بمسار التقرب للحط يتم بواسطة دفة الرفع (elevator)، أو بتعديلات زاوية التسلق/الانحدار لتغير الكبح مع السرعة الجوية عندما يكون الرفع مساوياً إلى الوزن الإجمالي (gross weight) في شروط الطيران المستوي (level flight conditions). وطبيعياً، يتوقع في الطيران المستوي أن يزداد الكبح (drag) سريعاً مع زيادة السرعة الجوية، والحال كذلك في السرعات الجوية التطوافية (cruise airspeed). وعادةً، يكون التحكم بالارتفاع في السرعات التطوافية من خلال تغيرات سلوك زاوية التسلق/الارتفاع باستخدام دفة الرفع، مستقراً وفعالاً، بالوقت الذي يمكن فيه ترك عتلة الخانق (throttle) مثبتة على مقدار معين.

من ناحية أخرى، يزداد الكبح في الطيران المستوي لأي طائرة مع تناقص السرعة الجوية بالقرب من سرعة الانهواء، نتيجة لزيادة الكبح التحريضي (induced drag) وازدياد انفصال السريان (flow separation) في زوايا الهجوم العالية.

وهكذا، كلما انخفضت السرعة الجوية في قيمها التطوافية انخفض كبح الطيران حتى يصل إلى أدنى حالاته، ثم يبدأ بالارتفاع مجدداً مع الانخفاض المستمر للسرعة الجوية.

ويُطلق على السرعة الجوية التي يكبح عندها الطيران المستوي حتى تتطلب الحاجة إلى الرفع (thrust) لإبقاء الطيران المستوي بحده الأدنى، سرعة

الكبح الدنيا (minimum drag speed) من قبل ستيفان نيومارك (Stefan Newmark) من بريطانيا (1953).

إن زيادة الكبح في الطيران المستوي بالقرب من حافة الانهواء قد تم تأكيده في الطائرات التي تحتوى أجنحتها على نسبة وجاهة (aspect ration) قليلة، والتي، تقود إلى زيادة في سرعة الكبح الدنيا. في طائرة جناحاها مصممان بنسبة وجاهة قليلة، تكون سرعة الكبح الدنيا أعلى بكثير من السرعة الجوية البطئية اللازمة للتقرب المطلوبة للنزول على ظهر الحاملة. وعليه، إذا طبقت طائرة، ذات جناح بنسبة وجاهة قليلة، وهي تنحدر بسرعة تقرب للحط متوازنة كما هو معهود في حاملات الطائرات، ثم قرر الطيار أن يعيد تعيير الطائرة (retrim) ليزيد من زاوية الهجوم، فقلت السرعة تلقائياً. فما الذي سيحدث؟ ستنهض الطائرة نسبة إلى المسار الأصلي في البداية، ثم تعود لتهبط بصورة سريعة. وعندئذٍ سيكون مسار الطيران حاداً وعميقاً (steeper) والنتيجة ستكون غير مرتقبة (counteintiuitive).

أما في التقربات للهبوط دون سرعة الكبح الدنيا، حيث يتطلب زيادة الدفع (thrust) لتعويض تناقص السرعة في الطيران المستوى، وهي الحالة التي تسمّى أحياناً «منحنى الجزء الخلفي للدفع المطلوب» أو (the backside of the thrust required curve). وفي هذه الحالة، لا يكون التحكم بزاوية السلق/الانحدار، بواسطة دفة الرفع، مرضياً، حتى مع استعمال متحكم الدفع (trottle contral) لضبط الارتفاع إمّا باستخدام تحكم الدفع بواسطة الطيار، أو من خلال جهاز آلي (مثل APCS المستخدم في طيران البحرية)، وذلك لتثبيت السرعة الجوية أو زاوية الهجوم، ولإحداث تغيرات صنعية في الدفع (thrust) لازمة لدوام الطيران المستوي.

لقد تم التعرف إلى مشاكل التقرب الخلفي (backside carrier approach) للحط على الحاملة لأول مرة في عام 1950، (Shields and Phelan, 1953). وكان على الطيارين استخدام سرعات تقرب أعلى، بالنسبة إلى الطائرتين XFSH-1 وXF-88A، من القواعد التقليدية المتعارف عليها والمستندة إلى سرعة الانهواء. وقد اقترح شيلدز وفيلاد مناورة النتر بدفع ثابت (fixed throttle pitchup) والشبيهة بمناورة الفرقعة (popup) التي اعتمدت لاحقاً كمعيار لسرعة التقرب الدنيا للحط على الحاملة.

ولعل أول مجموعة كبيرة من البيانات المنظمة حول سلوك الطائرات النفاثة في سرعات التقرب الجوية الدنيا، أخذت من مختبر أميس للطيران في NACA (White, Schlaff and Drinkater, 1957).

ولقد نفذت تقاربات الحط على الحاملة باستخدام سبعة أنواع من الطائرات النفاثة من ذوات الأجنحة المستقيمة والمتراجعة للخلف، هي: F-84F وF-94C وF-100A وF4D وF9F-6 وF7U-3 وFJ3.

وكان هدف اختبارات أميس لعام 1957 إيجاد سرعات تقرب «دنيا» مريحة للهبوط على ظهر الحاملة تمثل الطائرات النفاثة السبع اعلاه.

لقد كان السبب المعلق غالباً من قبل طياري اميس NACA عند ممارستهم التقرب بسرعات جوية دنيا هو عدم قدرتهم على التحكم بالارتفاع أو بمسار الطيران بدقة في السعرات البطيئة. وكان هنالك، على أية حال، انعدام غريب في الترابط بين سرعة التقرب الدنيا المَرجية وسرعة الكبح الدنيا لنيومارك.

فعلى سبيل المثال ثَبّت طيارو أميس ـ NACA سرعة التقرب المريحة للطائرة F4D-1Skyray Dougla لتكون 121 عقدة، فيما كانت سرعة الكبح الدنيا 152 عقدة. وظهرت نتائج مماثلة أيضاً مع الطائرة F-100A Super Sabre، حيث كانت سرعة التقرب الدنيا 146 عقدة مقارنة بسرعة الكبح الدنيا التي تساوي 150 عقدة (الشكل 12-2). ومن الواضح أن هنالك عوامل أخرى حاسمة غير فشل الروافع والموازنات في السيطرة على الارتفاع بدون انعكاس.

هذا وقد وجدت مجاميع أخرى من اختبارات التقرب للحط على الحاملة (Bezanson, 1961) فإنه للتحكم في مسار طيران الطائرة Vought F8U والطائرة Douglass في سرعات التقرب للحط الواطئة تحتاج إلى دفع عتلة الخانق (throttle)، ولم يكن هذا الحال مرضياً بمجرد الاكتفاء بتثبيت زاوية الهجوم أو زاوية الرفع فقط.

ووجد بيزانسون أنه مع تعديل الدفع كنظام تحكم أولي بالمسار، تصبح الخواص الديناميكية لنظام التحكم بالدفع مهمة، بما في ذلك عوامل مثل احتكاك عتلة الدفع (throttle friction)، وقوة الفرملة (breakout force)، وحساسية عتلة الخانق (throttle sensitivity) التي يعبّر عنها بعدد باونات الدفع

لكل انش من حركة عتلة الخانق، وكذلك زمن تأخير الدفع (thrust lag) بعد تحريك عتلة الخانق بسرعة.

وعلى عكس المحركات النفاثة الصرفة (pure jet engines)، فإن المحركات التوربينة المروحية (turboprop engines) تعمل بسرعات دوران (RPMs) عالية كل الوقت، ويتم الحصول على تغير في قوة الدفع من خلال تغيير زاوية انحراف نصل الرفاس أو المروحة (propeller pitch angle) وبأزمنة تأخير (time lags) صغيرة جداً.

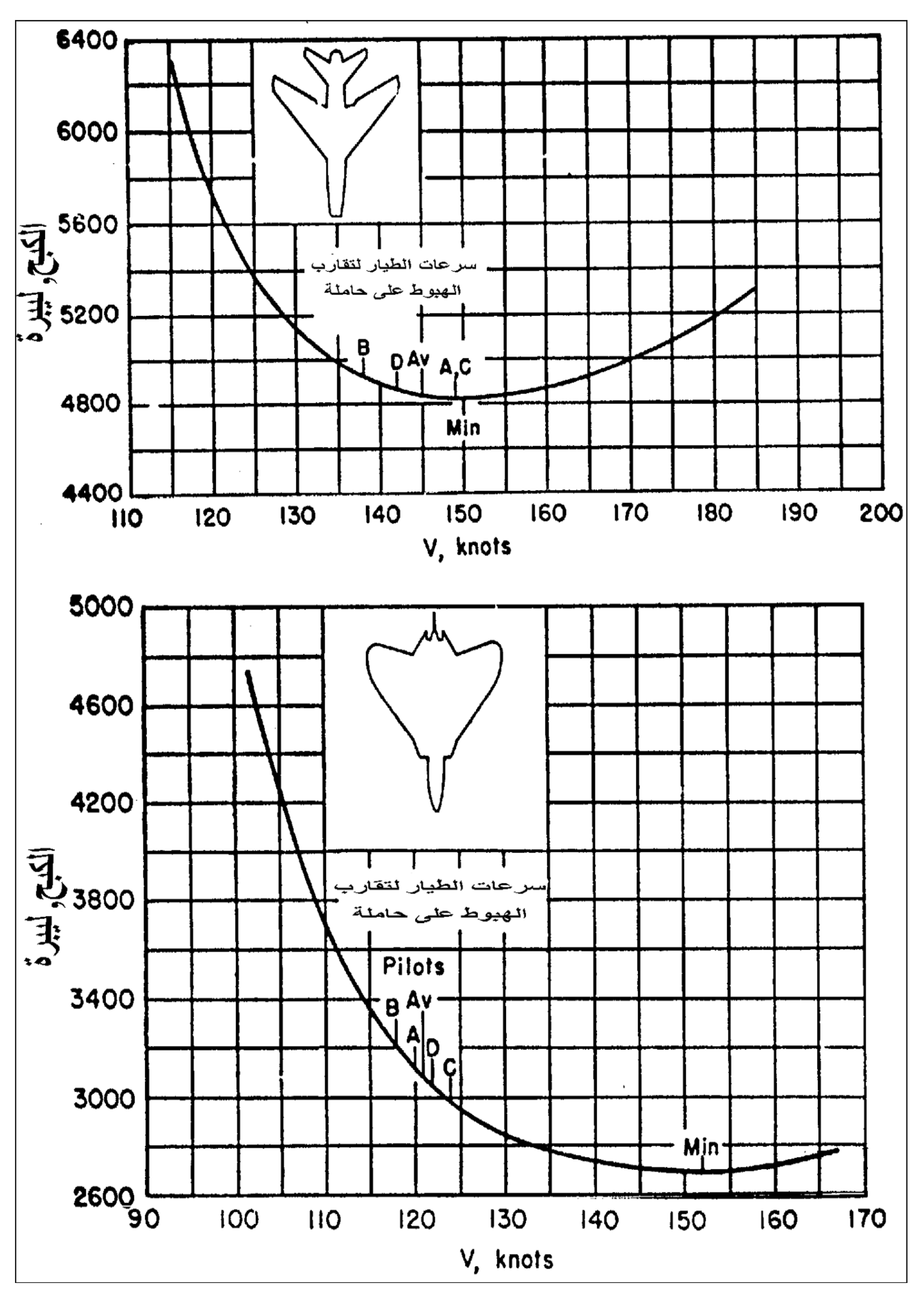
وقد أبقى السلوك الديناميكي الفقير المحركات النفاثة الصرفة، ولاسيما المحركات التي عند مستويات قدرة منخفضة (الشكل 12-3) يتراجع فيها الدفع.

ظل اهتمام البحرية الأميركية قائماً في طائرات القتال ذات المحركات التوربينية لفترة طويلة بعد تحول القوة الجوية الأميركية إلى النفاثات الصرفة. فقد دُشِنت الطائرة Douglas/Navy A2D-1 ذات المحرك التوربيني المروحي في عام 1950، في نفس السنة التي بدأت فيها بوينع إنتاج ست قاذفات نفاثة من طراز B-47A لحساب القوة الجوية.

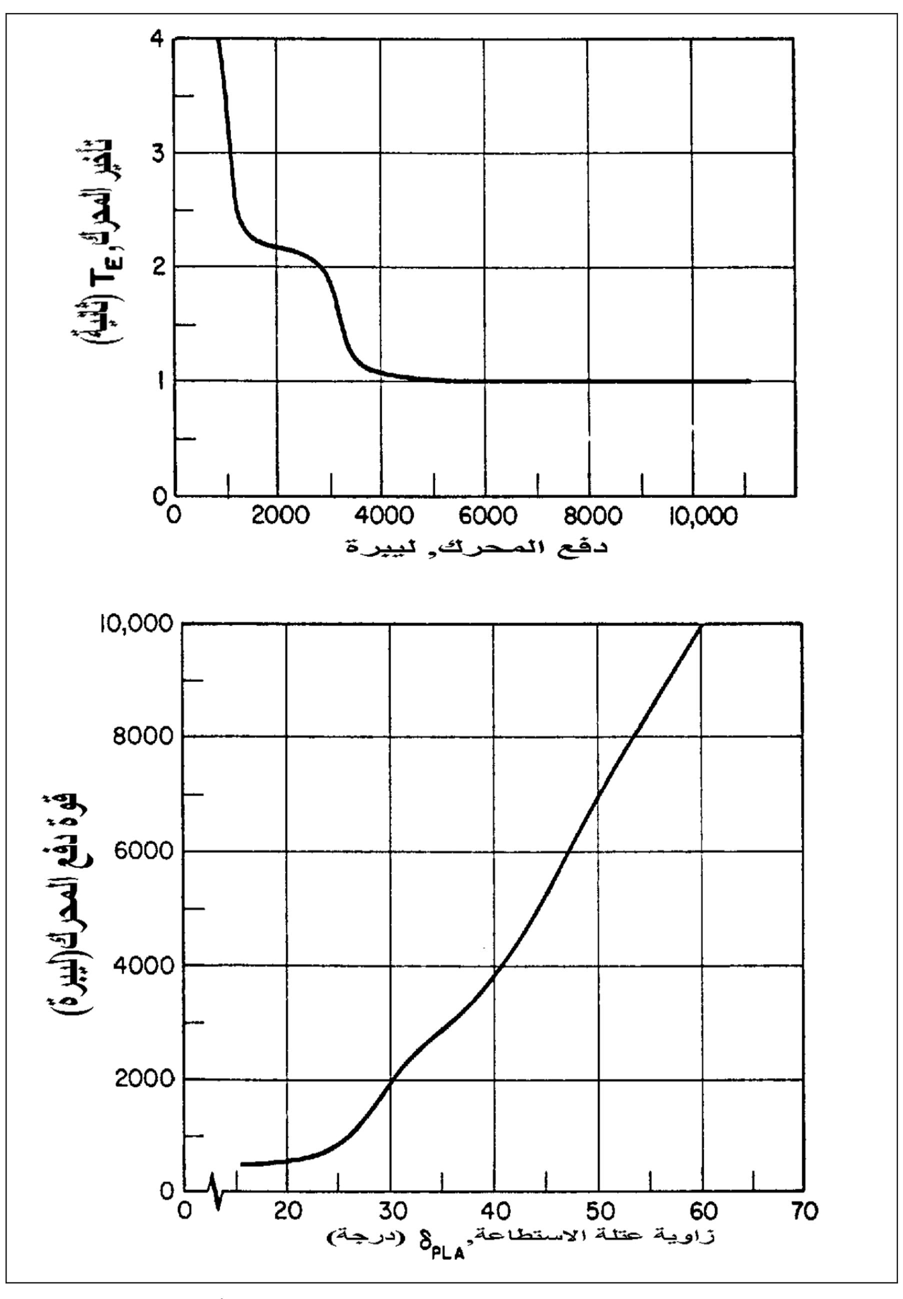
12 ـ 3 الدراسات النظرية **Theoratical Studies**

تلقّت مشكلة تقرب طائرات البحرية الأميركية للحط على الحاملة قدراً كبيراً من الاهتمام من قبل منظمات أبحاث طيران متقدمة بدءاً من أواخر الخمسينيات.

ويشار بصورة خاصة إلى مساهمات نظرية من قبل مجاميع تعمل في مختبر الطيران أميس في NACA، ومؤسسة الطيران الملكي (RAE)، وشركة النظم التقنية المحدودة (STI). وقد أُفرد خطان رئيسيان من خطوط التحقيق للتنبؤ بسرعة التقرب الدنيا المقبولة لأي طائرة ترغب أن تحط على ظهر الحاملة وفيزيائية التحكم بالمسار العمودي الأمثل خلال التقرب.



الشكل 12 ـ 2 سرعات تقارب الهبوط على الحاملة التي يختارها الطيار لتكون أقل من السرعة الجوية اللازمة لتحقيق أقل كبح ممكن لكلٍّ من الطائرتين شمال أمريكا F-10A (أعلى) ودوغلاس F4D-1 (أسفل). (من: White, Schlaff, and Drinkwater, NACA RM A57L11, 1957).



الشكل 12 ـ 3 مميزات استجابة المحرك لين ـ تيمكو ـ فوت A-7E تأخير الدفع في المحرك المُطور يكون كبيراً عند توضعات الاستطاعة المنخفضة، مُحدثاً مشاكل في تحكم المسار في تقاربات الهبوط على الحاملة. (من: Craig, Ringland, and Ashkenas, Syst. Tech., Inc. Rept. 197-1, 1971).

فحص فريق أميس في NACA حوالى خمسة ترشيحات تخمين سرعات تقرب دنيا للهبوط (Drinkwater and Cooper, 1958). وكما تم إيجاده سابقاً، كانت سرعة الكبح الدنيا قد ترابطت بشكل سيئ مع سرعة التقرب للهبوط الدنيا على الحاملة. كذلك لم تكن معايير الأداء الأخرى أفضل حالاً. والاثنان اللذان فشلا في تحقيق الترابط كانتا سرعات الطيران الدنيا التي يكون عندها معدل معين للتغيير في زاوية مسار الطيران أو 50 قدماً من التسلق، قد تم الحصول عليها.

خلص الباحثون في أميس في النهاية إلى أن المعيار البسيط المستند إلى سرعة الانهواء قد ترابط بشكل أفضل مع البيانات. وأن السرعة الجوية الدنيا المريحة لتقرب الهبوط على الحاملة تتفق بشكل أفضل مع القيمة 115٪ من سرعة الانهواء في التقرب بقدرة المحرك (power approach) أو (PA)، أي مع إنزال القلابات وعجلات الهبوط وبقاء المحرك دائراً بقدرة طيران مستوي.

لقد كانت نتيجة أميس مناسبة للطائرات المختبرة من الطراز العام، لكن الاهتمام يبقى منصباً على تطبيق النتيجة المخمنة 115٪ من سرعة الانهواء في الطائرات التي تختلف جذرياً عن الطائرات الخاضعة للاختبار.

وقد يبدو الأمر منطقياً أن يطور نموذجاً مؤسساً على مبادئ الطيران، وديناميكيات التحكم، والعوامل البشرية المتعلقة بالمشكلة. وقد كانت هذه هي الدوافع خلف العمل الذي أجرته شركة النظم التكنولوجية (Sysem Technology) (STI) برعاية البحرية الأميركية.

ولقد جلب مهندسو شركة STI وبضمنهم تولفيو دوراند (Tulvio S, Durand)، وارفنغ اشكيناز (Erving L. Ashkenas)، وروبرت رينجلاند (Robert F. Ringland) وكروموِيل (Richard J. wesilco)، وغراي تابر (Gray L. Teper) إلى مشكلة التقرب للحط على الحاملة تقنيات تحليل أنظمتهم المشهورة.

وتشخص النتيجة الهامة التي وصل إليها اشكيناز ودوراند معامل دالة الانتقال (transfer fuction parameter) المرتبط مع سرعة الكبح الدنيا، وهي النقطة التي يصبح عندها التحكم بالارتفاع بواسطة الروافع elevator معكوسة عن المعنى الطبيعي. وهذا هو معامل البسط في دالة تحول الرفع إلى الارتفاع (elevator to height transfer function) ويسمى $1/T_{h1}$. وتضع القيم السالبة لهذا المعامل صفراً في النصف الأيمن للمستوى ـ s (S-plane) أو مستوي لابلاس ـ

وينتج من غلق حلقة الارتفاع إلى مناورة الأنشوطة التي تؤدي إلى تباعد لا دوري متوافق مع عكس تحكم الارتفاع الطبيعي تحت سرعة الكبح الدنيا.

وفي عام 1962 جاء اشكيناز بأول القواعد الخاصة بتحليل النظم للتنبؤ بسرعة التقرب الدنيا للحط على الحاملة. وقد استند بتنبؤه هذا على إغلاق أنشوطة الطيار المفترضة (assumed pilot loop closures) مع هيكل محدد بكتلة اعتباطية، مع الإيروديناميك وخواص الدفع (Ashkenas and Durand, 1963). وحيث إن فتح تحليل النظم لا يترابط، ببساطة، وسلوك الطائرات الحالية، فيجب أن تطبق النتائج على الطائرات التي لم تضع بعد ذات الخصائص خارج مجال تلك المختبرة الآن.

يمكن تفسير تنبؤ اشكيناز ودوراند لتحليل النظم الخاصة بتخمين السرعة الجوية الدنيا للحط على ظهر الحاملة كما يلي:

1. من المفترض أن ينفذ التقرب في جو عاصف.

2. أن يحاول الطيار في الجو العاصف إغلاق حلقة وضع الرفع (pitch attitude loop) عند تردد أعلى من عرض مجال هبه الريح، أو كأعلى تردد ممكن.

3. يحصل أعلى عرض مجال لحلقة سلوك زاوية الرفع عندما يكون ربح الطيار (pilots gain) عالياً جداً بحيث يكون نظام الحلقة المغلقة مستقراً بشكل حيادي تماماً.

4. باستبعاد أي تقديم أو تأخير في نموذج الطيار، أو في معاملته على أنه ربح صرف، تربط قيمة الربح النهائية مع الحلقة المغلقة المستقرة الحيادية لزاوية التسلق/ الانحدار.

5. وبشكل مشابه، تغلق الحلقة الخارجية للارتفاع (altitude control loop) بواسطة الطيار باستخدام الربح الصافي، أو الدفع المتناسب مع خطأ الارتفاع.

6. العمل مع كلٍّ من حلقتي التحكم المغلقة لزاويتي الارتفاع والرفع إلى ربح التحكم بزاوية الرفع التي يتم حسابها كمشتق جزئي.

7. إن إشارة المشتق الجزئي لعرض مجال حلقة زاوية التسلق والانحدار إلى ربح تحكم زاوية تسلق انحدار الطيار، تدعى المُوسِط العكسي (reverse parameter)، وتؤخذ كمؤشر لأداء التقرب للحط على الحاملة. ويعني القيم الموجبة

للموسط العكسي أن زيادة ربح الطيار يُحسّن من عرض المجال والأداء.

8. السرعة الأوطأ التي عندها يكون الموسط العكسي موجباً تؤخذ كتنبؤ عن السرعة الدنيا للتقرب للحط على الحاملة. وقد تم تنعيم (refining) الموسط العكسي في دراسات اشكيناز دوراند اللاحقة (1963)، ومن قبل واسيكو (Wasicko) في عام 1966. وكان هنالك استنتاج مثير لدوراند وتيبر (Durand and Teper, 1964) وهو تغيير تقنية القيادة في التقرب للهبوط (أثناء تقرب الطائرة من سطح الحاملة) من تلك المفترضة في نموذج الموسط العكسي. علماً بأن سرعة التقرب كانت قد تم تحديها فعلاً في مراحلة التقرب الأولى.

في دراسة مفصلة لاحقة (1967) حول مشكلة التقرب للحط على الحاملة، أجراها دوراند وواسيكو (Durand and Wasicko) تضّمنت ديناميكيات نظام الإسقاط البصري الذي يستخدمه الطيارون كشعاع يؤشر للانحدار النهائي (glide slope beam) نحو الحط. إن الصفر 1/T2 في دالة تحويل سلوك زاوية التسلق/ الانحدار إلى دفة الرفع يتحول إلى عامل أولي، وفي كل من طيران المحاكاة وفي معدلات حوادث الهبوط لسوء الحظ، ويكون هذا الصفر مسيطراً عليه من قبل ظل منحني رفع الطائرة وكذلك حمل جناحها.

ويتم تحديد ظل منحني الرفع بدوره بواسطة نسبة وجاهة الجناح، وتراجع الجناح إلى الخلف.

وعليه، يكون حمل الجناح (wing loading)، ونسبة الوجاهة، ودرجة تراجع الجناح من موسطات تصميم الطائرة الأساسية والمؤثرة في أدائها. وعندما تخصص طائرة جديدة للعمل على حاملة ويبدأ اختيار تحميل الجناح، ونسبة الوجاهة وتراجع الجناح لرفع عوامل حيوية أخرى مثل مدى التحليق والسرعة إلى أعلى مستوياتها، يصبح من المتعذر تخيله أن تكون إحصائيات حوادث الهبوط بارزة في المفاضلة.

وفي عام 1990 حصلت عودة إلى استخدام طرائق تحليل النظم في التصدي لمشكلة التقرب للحط على ظهر الحاملة، وهذه المرة من قبل روبرت هفلي (Robert K. Heffley) من لوس التوس، كاليفورنيا. قام هفلي بدراسة العوامل المسيطرة على حلقة التحكم الخارجية للتقرب بمشاركة زاوية مسار الطيران، والسرعة الجوية.

هذا وقد حذف من التحليل حلقة التحكم الداخلية لوضعية الرفع ذات التردد العالي، بافتراض أنها منظمة بإحكام من قبل الطيار.

أغلق هفلي حلقة التحكم الخارجية من خلال ثلاث استراتيجيات مختلفة، اعتماداً على موقع الطائرة (إلى أمام أو خلف) من منحنى الكبح المطلوب. ولقد أعطت النتائج تبصراً وموضوعية في العوامل المؤثرة في التقرب (Heffley, 1990). الدراسة الأخرى في هذه السلسلة كانت تطبيقاً لنموذج بنيوية الطيار لهيس (Hess) (ستناقش في الفصل الحادي والعشرين) في التصدي لمشكلة التقرب، وذلك باستخدام نموذج ديناميكية طيار طائرة مبسط (simplified pilot-airframe dynamic model).

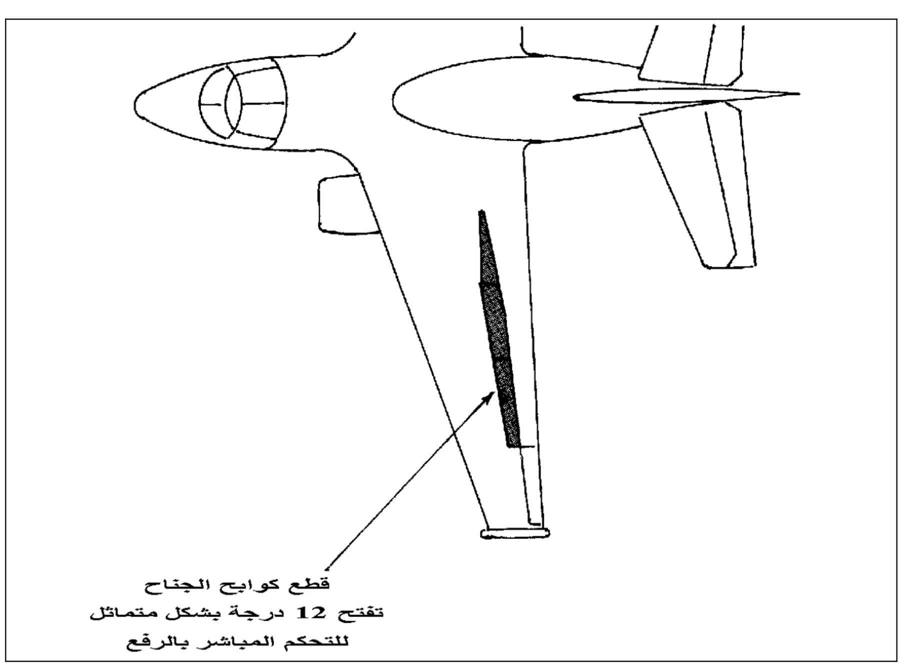
إن المعيار الحالي لسلاح البحرية الأمريكية الخاص بالسرعة الدنيا للتقرب من الحاملة، وكما هو مثبت من قبل مواصفات المقاتلة F/A-18 Hornet لا يعطي أكثر من ست سرعات جوية محددة. فالسرعة الأخفض، على سبيل المثال هي التي يكون تسارعها الطولي (longitudenal acceleration) مساوياً لـ 5 ft/s^2 (خمسة أقدام في مربع الثانية) لتصل إلى نقطة التماس في 2.5 ثانية بعد غلق الخانق، وخفض المفرملة الهوائية (speed break retraction). استخلص هفلي أن هنالك معيارين يمكن إضافتهما: الأول تنعيم مصفوفات التأخير الموجودة إلى مصفوفة واحدة، هي تلك التي تجمع بين وضع زاوية الرفع ومدخلات الدفع (thrust inputs)، والآخر هو امتداد المناورة popup التي تتعامل مع المرحلة النهائية للهبوط عندما تصبح الطائرة قريبة جداً من سطح الحاملة.

12 ـ 4 التحكم المباشر بالرفع Direct Lift Control

يظهر أن التحكم المباشر بالرفع، الذي يتم فيه تعديل رفع الطائرة لتصحيح أخطاء مسار الطيران، بدون تغيير زاوية الهجوم، هو الحل الطبيعي لمشاكل مسار التقرب من الحاملة. ووفقاً لوليام كوفين (William Koven)، فإن أول اقتراح حول الرفع المباشر لطائرات الحاملة جاء من درايك (Donglas E. Drake) مهندس شركة دوغلاس Douglas، وطيار بحرية سابق. وقام البروفيسور أدوارد سيكل (Edward Seckel) بتوجيه دراسات المتابعة في جامعة برنستون. وفي عام 1964 تحقق أول اختبار للتحكم المباشر بالرفع لطائرة منطلقة من حاملة

طائرات. وكانت الطائرة Temco-Vought F8-C قد تم تعديل دفات الدحرجة فيها لتعمل كقلابات متغيرة، وقد أجري هذا الاختبار من قبل ايشريدج وماتلاج (J. D. Etheridge, C. E. Mattlage). تملك الطائرة لوكهيد فيكنغ (Lockheed S-3A Viking) تحكماً مباشراً بالرفع للمساعدة في تقربات الحط على الحاملة. وفي الطائرة S-3A يمكن إجراء تصحيحات مسار طيران سريعة من خلال تحريك كلٍّ من كوابح الجناح (wing spoilers) وتغيير رفع الجناح (wing lift) بدون تغيير زاوية الهجوم (الشكل 12-4).

وبوجود تحكم مباشر بالرفع لا تبقى حاجة إلى انتظار استجابة الطائرة في التسلق/الانحدار إلى حركة دفة الرفع، وهي الاستجابة التي تأخذ مداها في فترة تردد التسلق/الانحدار القصيرة للطائرة. ويعمل زر على مقود الطائرة S-3A لقيادة حرف الكابح بشكل متناظر.



الشكل 12 ـ 4 نظام التحكم المباشر بالرفع الذي يستخدم كوابح الجناح ويوفر تحكم مسار مرضٍ لحاملة الطائرات على الطائرة لوكهيد فيكينغ S-3A. (من: **مجلة** *Jane's All the World's Aircraft*).

وعلى عكس طريقة الزر الخشنة نسبياً في تفعيل النظام المباشر للتحكم

بالرفع في الطائرة S-3A، يستخدم نظام رفع مباشر ومتكامل ومتطور في الطائرة Lockheed 1011 Fristar، الذي يرتبط بطيار آلي رقمي نوع Collins FCS-240.

إن نظام كولينز هذا يتضمن أيضاً حطاً أوتوماتيكياً (autoland) طُوِّر أساساً للطائرة Lockheed L-1011 في السوق الأوروبية، حيث تتطلب أشهر الشتاء هبوطاً في ظروف رؤية واطئة. وقد كانت وكالة الفضاء والطيران الفيدرالية FAA قد صنفت هذه الطائرة ضمن الفئة 111A (سقف الارتفاع صفر، ومدى الرؤيا 700 قدم) للهبوط في 1981.

عندما يسحب الطيار عتلة القلابات (flaps) عند التقرب للهبوط ترتفع قطع الكوابح الأربع (spoiler segment) على الجناح بزاوية مقدارها 8 درجات. ثم، يتم تعديلها صعوداً ونزولاً من موقع التوضع إلى أعلى للحصول على التحكم المباشر بالرفع. ويتم قيادة تغير زاوية الكبح من موقع التوضع إلى أعلى، من مقود التحكم في مقصورة الطيار، إما من قِبَل الطيار نفسه، أو من قِبَل نمط الهبوط الآلي (autoland) في الطيار الآلي (autopilot). وهذا يعني أن حركة مقود التحكم إلى الخلف تغلق الكوابح وتأخذ الطائرة بالارتفاع. فإذا استمر تعيير مقود التحكم (control column adjustment) ثابتاً لعدة ثواني فإن انحرافات الكوابح من موقعها المرفوع إلى أعلى (up-rigged positions) يتلاشى تدريجياً، ويتطلب إجراء تعديل مقابل في حرف زاوية الذنب الأفقي. وفي حالة استمرار حركة مقود التحكم أو عجلة القيادة إلى الخلف فإن التيار الهابط (Washout) يعمل على إرجاع الكوابح إلى مواضعها الأصلية بزاوية ميل مقدارها 8 درجات، وتزاد زاوية الذنب الأفقي عندما تكون الطائرة بوضع تسلق (nose- up ssense).

إن فترة بقاء الطائرة Tristar في طور التسلق/الانحدار القصير هي 8 ثواني بالتمام في سرعة التقرب الجوية، وتأخذ تصحيحات زاوية الرفع ومسار الطائرة مداها باستخدام التحكم بالذنب الأفقي فقط خلال هذا الطور، وببطء معقول.

إن التحكم بالرفع المباشر يوفر استجابة سريعة للتغير في المسار في حالتي الهبوط الأوتوماتيكي أو اليدوي في كافة الأجواء، وعلى عكس حالة الطائرة S-3A حيث تكون سيطرة الطيار على المسار العمودي موجودة مع زر الرفع المباشر بالإضافة إلى حركة عجلة القيادة نفسها. أما في حالة الطائرة Lockheed l-1011 فهنالك نظام تحكم واحد هو عجلة القيادة فقط.

ما هو مفقود في اعتبار التحكم المباشر بالرفع لأية طائرة تهبط على

الحاملة أو في مطار أرضي هو الطريقة التي تحدد متى تكون الحاجة إلى هذه الميزة مطلوبة، وما هي التوليفة من استجابات الرفع والرفع التي توجه التحكم بالرفع المباشر لتلبية متطلبات التحكم بالمسار العمودي.

12 ـ 5 الطائرة غوشوك T-45A The T-45A Goshawk

ظهرت ديناميكيات نظام الدفع (thrust system) مرة أخرى كمشاكل رئيسية بعد عدة سنوات من اختبارات باتوكسنت (Patuxent test) التي أجريت على الطائرات F8U وF4D-1، وكذلك في NACA، وRAE البريطانية، وفي دراسات تكنولوجيا النظم. وكان في طائرتين من طائرات الحاملة، هما غوشاك (McDonnel Douglas/British Aerospace T-45A Goshawk) والطائرة فايكنغ (Locjheed S-3A Viking)، مشاكل مشابهة (Wilson, 1992).

وكطائرة تدريب في قواعد أرضية، كان للطائرة British Aeropace Hawk كابح سرعة أو مفرملة هوائية (airbrake) يقع تحت مؤخرة جسم الطائرة بعد الحافة الخلفية للجناح، فيما يسمى بالموقع البطني (ventral position). هنا وعندما يكون ممتداً، يمكن لكابح السرعة أن يصطدم بالأرض عند الهبوط. لذلك، صُمِّمَ كابح السرعة في هذه الطائرة بطريقة يتم سحبه إلى جسم الطائرة أوتوماتيكاً عند إنزال عجلات الهبوط. وعلى غرار العديد من الطائرات النفاثة دون الصوتية (subsonic jets)، فإن محرك الطائرة Hawk النفاث هو من النوع توربوفان التحويلي (bypass turbofan engine). وهو النوع الذي يوفر أداءاً جيداً في السرعات المنخفضة مع مستويات دفع عالية، وكفاءة في استهلاك الوقود. وعلى أية حال، فإن الدفع العالي (high thrust) في السرعات الجوية المنخفضة يعني أن تنفيذ تقاربات الهبوط يتم بشكل طبيعي عند أوضاع الدفع الضعيفة (idle setting)، أو معدل دوران بطيء للمحرك (low engine RPM). وعليه إذا تطلب الأمر أن يعاود الطيار التقرب (go-around) سيتطلب الأمر مزيداً من الوقت لكي يزداد عدد دورات المحرك RPM إلى حدودها القصوى مقارنةً بالمحركات غير التحويلية.

طبقاً لرواية جورج ويلسون (George Wilson)، طار طيار اختبار سلاح البحرية الكابتن جورج ويب (Captain George J. Weeb, Jr.) كخبيرٍ في ملاءمة الحاملة لطائرة Hawk الأصلية، في تشرين الثاني عام 1983 وذلك لتقييم سلوكها في انجاز تقاربات هبوط محاكاة على الحاملة. واقتباساً من مسودة

مذكرة ويب إلى العميد هونمان الابن (E. J. Hogan, Jr.) قائد مركز اختبار سلاح البحرية، حول هذا الأمر نورد ما يلي:

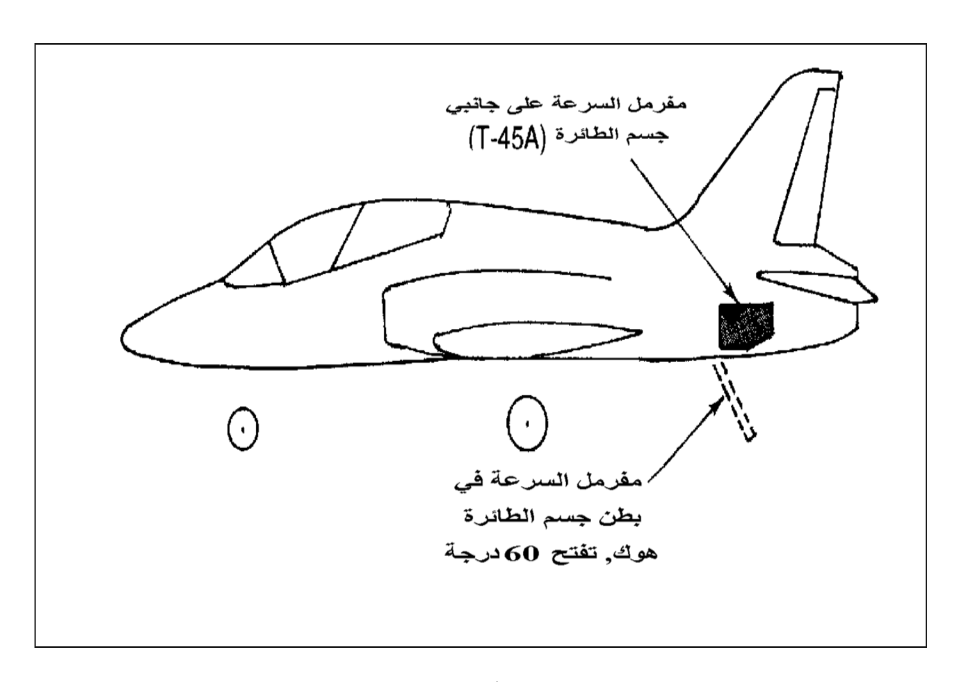
لقد كان من الصعوبة القيام بانحدار شراعي (glide stope tracking) عندما لا تكون مفرملة السرعة ممتدة، وغالباً ما ينتهي هذا الانحدار بتجاوز (overshoot) عندما لا يضبط ارتفاع الطائرة أو سرعتها. وباستخدام المفرملة البطنية تحسن الانحدار الشراعي وجعل من إجراءات التصحيح الضرورية أمراً سهلاً.

لقد كان التغير في سلوك الطائرة المرتبط بتصحيح السرعة قليلاً جداً ويصعب تمييزه. وإن التأثيرات المجمعة قد تُصعّب مهمة الطيار في إدراك وضعية القدرة القليلة (under power) وحالة تناقض التعجيل (deceleration) بوقت مبكر للقيام بإجراءات التصحيح. وبالنتيجة، يضطر الطيار التلميذ للحط بخشونة، أو لا تكفيه المدرجة لإكمال الحط خلال إجراء ممارسات منهج الطيران غير المراقب بضابط إشارة الهبوط LSO أو (landing signal officer).

مع اختبارات كانت تجريها البحرية على الطائرة Hawk، وليس بعد الانتهاء من ذلك. وبعد أربع سنوات تقريباً جاء أول تقرير مؤقت على إصدار ماكدونيل دوغلاس للطائرة T-54A، ذكر أن تقصيرات في أداء Hawk البريطانية رصدها الكابتن ويب وآخرون قد استفيد منها في بناء طائرة البحرية الجديدة.

وفي النهاية استبدل كابح السرعة الوحيد في الطائرة Hawk، المتوضع أسفل مؤخرة الطائرة، الذي لا يستخدم أثناء الحط، بزوج من المكابح الجانبية في الطائرة T-45A، يقعان أمام الذنب الأفقي وتحته قليلاً (الشكل 12-5). وهكذا أخذت تقربات الهبوط على الحاملة تجري بمكابح ممتدة وبسرعة دفع (thrust) عالية للتغلب على كبح السرعة بالفرملة (Speed brake drag)، ويكون التغيير (modulation) في مستويات الدفع العالية سريعاً ومؤثراً في السيطرة على مسار الطيران.

وللتأكد من بقاء الطيار المتدرب بعيداً عن مشاكل تغير المسار، رفعت سرعة دوران المحرك الأبطأ (flight idle RPM) للطائرة T-45 A من 55 إلى 78٪ من الحد الأقصى، وذلك بإضافة حد موقف (idle stop) إلى آلية عتلة الدفع (throttle mechanism).



الشكل 12 ـ 5 مشاكل التحكم بالمسار من أجل التغييرات المطلوبة لهبوطات الطائرة ماك دونيل دوغلاس غوشوك T-45A على حاملة الطائرات. تم نقل مُفرملات السرعة من البطن إلى جانبي جسم الطائرة.

هذا وقد أدخلت تغيرات أخرى على الطائرة T-45A نسبة إلى الطائرة Hawk البريطانية، مستندة إلى اختبارت طيران البحرية، وأخذت هذه التغييرات دورها بعد ابتداء التطويرات الهندسية الشاملة في عام 1984، فقد أضيفت ألواح قدة (slats) التي تعمل هيدروليكياً إلى مقدمة الجناح لزيادة الحد الأقصى لمعامل رفع الأجنحة، واستبدل محركها بمحرك Rolls Royce Adour Engine عالي الدفع وذلك لزيادة التسارع الأمامي (forward acceleration) وتخفيض الفقد في الارتفاع عندما يتطلب الأمر إعادة محاولة التقرب (wave off). كذلك زيد باع الزعنفة العمودية، وأضيف مخمد لدفة الدحرجة، ورابطة بين دفة الاتجاه ودفة الدحرجة وذلك لتحسين الاستقرار الجانبي الطولي (الدحرجة الاهتزازية ـ Dutch roll). ولقد اشتكى الكابتن ويب من بعض السلوكيات في طائرته الهوك أثناء الطيران، خلال عام 1983.

كذلك، وللوقوف بشكل خاص على مشكلة تأخر الدفع (thrust lag) أثناء عمليات التقرب للحط على الحاملة، فقد ركب سلاح البحرية أنظمة تحكم

بالوقود نوع Lucas المعدلة على المحرك Adour للطائرة T-45A، لتقليل تأخر الدفع عندما يستدعي الأمر رفع قدرة المحرك بسرعة. وأخيراً، فقد تم ربط مفرملات (كابحات) السرعة إلى الموازن الأفقي لتقليل تغير موازن الضبط (trim) حين يتم مد أو سحب المفرملات.

12 ـ 6 الطائرة لوكهيد فيكينغ S-3A — The lockheed S-3A Viking

اتَّبع تطوير الطائرة لوكهيد S-3A مساراً مماثلاً لمسار طائرة McDonnell Douglas T-45A وذلك بإجراء تصحيحات للنواقص التي وجدت في اختبارت الطيران لعام 1973 على الطائرة S-3A الرابعة، التي امتدت إلى السنوات العشر التي تلتها. لقد كان للتصميم الأصلي S-3A المشاكل ذاتها في التقرب للحط على الحاملة، التي عانتها T-45A Goshawk، فهي مزودة بمحرك توربوفان تحويلي (Bypass turbasfan engine) يعطي ما يكفي من دفع في سرعات دورانه الواطئة، وذلك لكي تبقى الطائرة في مسار تقربها النهائي.

فإذا وجدت نفسك فجأة في وضع تقرب للحط على حاملة، وأردت أن تزيد من قدرة محركك لتكسب شيئاً من ارتفاع، ولكن شيئاً لم يحصل لتأخر المحرك في الاستجابة (Wilson, 1992). ففي حالة الطائرة S-3A يكون العلاج المتأخر في نظام التحكم المباشر في الرفع (direct lift control system) الموصوف سابقاً، والعلاج الآخر لتأخر الاستجابة في الطائرة ذاتها يكمن في معوض موازن ضبط الدفع (thrust trim compensation). فمحرك S-3A البطيء ينتج تغيرات في موازن الضبط الطولي (longitudenal trim) يؤثر في حالة زاوية الهجوم الثابتة، ويتم التعويض بتحرك الروافع (elevators) بصورة أوتوماتيكية عندما يضبط الطيار موضع عتلة الخانق (throttle).

12 ـ 7 ملاحظات ختامية — Concluding Remarks

في حين تم تمييز المشاكل الخاصة بالتقرب للهبوط على الحاملة بالنسبة إلى الطائرات النفاثة بأجنحة متراجعة، لأكثر من 30 عاماً، يبدو كأنه لا يوجد طريقة واضحة للتنبؤ بخطورة مثل هذه المشاكل في التصاميم الأولية للطائرات بما يكفل تبنّي حلول في مرحلة مبكرة. وإن المواصفات التفصيلية لواحدة من طائرات سلاح البحرية الأميركي النفاثة الأخيرة، ماكدونيل دوغلاس F/A-18، مصداق لهذه النقطة، فهنالك ما لا يقل عن ستة محددات لسرعة تقارب الطائرة للهبوط في الأقل.

إن التحليل التقاربي لأنظمة الحلقة المغلقة لمشكلة الهبوط على حاملة طائرات قد توفر أفضل فرصة للإجابة عن الأسئلة الصعبة، مثل، ما إذا كان التصميم الجديد يحتاج إلى التحكم المباشر بالدفع، وما قد يكون عليه الحد الأعلى لتأخر الدفع الذي يتبع فتح عتلة الوقود. على أي حال، فإن التحليل التقاربي لأنظمة الحلقة المغلقة يتطلب على ما يبدو تحسينات إضافية قبل أن يكون جاهزاً للاستخدام في تصميم بهذا المعنى. ولعل دراسة تحليل الأنظمة تعنى الآن وغداً بأهمية «الحاجة إلى مزيد من البحث».

الفصل الثالث عشر

الطائرات الخفيفة جداً والطائرات التي تُشّغل بالطاقة البشرية

Ultralight and Human-Powered Airplanes

يضم صنف الطائرات الخفيفة جداً (ultralight) طائرات تتراوح بين أنواع التدلي الشراعية (hand gliders) إلى الأنواع الخفيفية من طائرات الاستخدام العام (general -aviation airplanes). ويملأ هذا الصنف حاجة هواة التجربة (experimenters) والطيارين الراغبين بمزاولة طيران غير مكلف وبلا قيود وتعليمات مشددة. ولقد تطورت الطائرات الخفيفة جداً، كما تطورت قبلها المركبات الطائرة، في وقت مبكر، من خلال مفهوم صَمِّمْ واصْنَعْ، وجرِّبْ، ثم اختبِرْ طيرانها. ومع أن هذه التصاميم مفيدة، إلا أن الدلائل تبيّن أن معظم الأنواع التجارية منها يفتقد إلى الاستقرارية والتحكم.

أما الطائرات المشغّلة بالقدرة البشرية (human-powered) فهي نوع متطرف من الطائرات الخفيفة جداً لم يصمم للتطبيق العملي بل لدفع حدود الهندسة والانسان إلى أقصى غاياتهما، فقد كانت جهود مبكرة للطيران بالقوة العضلية محبطة بسبب ضعف الأداء والهشاشة البالغة للطائرات التي بنيت لهذا الغرض، قبل أن تحقق إحداهما (Gossamer conder) النجاح.

13 ـ 1 تأثيرات الكتلة الظاهرية Apparent Mass Effect

بالنسبة إلى الطائرات الخفيفة جداً التي لا يزيد وزنها كثيراً على وزن الهواء الذي تطير فيه يتوجب أن تؤخذ تأثيرات الكلفة الظاهرية بنظر الاعتبار. وقد لوحظت

هذه التأثيرات لأول مرة عام 1836 من قبل جورج غرين (George Green) الذي وجد أن الكتل النواسية (البندولية) في وسط سائل تكون ظاهرياً أكبر مما هي عليه في الفراغ. ويمكن توصيف تأثير الكتلة الظاهرية بما يلي (Gracey, 1941):

يمكن نَسْبِ الزيادة الظاهرية في الكتلة إلى الطاقة الإضافية اللازمة لتكوين حقل انسياب حول الجسم المتحرك. نظراً إلى أن حركة الجسم يمكن أن تعرف باعتبار أن كتلته تساوي مقدار ما يحتويه الجسم من مادة مضافاً إليها كتلة وهمية (fictitious mass)، فإن تأثير قوى العطالة للمائع يمكن تمثيلها على أنها كتلة إضافية ظاهرية. وهذه الكتلة الإضافية بناء على ذلك يمكن اعتبارها حاصل ضرب حجم تخيّلي في كثافة المائع. وقد سمّي تأثير المائع المحيط بناء على ذلك الكتلة الإضافية (Additional mass effect)، وتعتمد قيمة هذا التأثير في كثافة المائع وحجم وهيئة الجسم الطبيعي باتجاه الحركة.

كانت حوافز عمل غرايسي (Gracey) الأولية أن يتمكن من تصحيح عزوم عطالة نماذج طائرات مقيسة داخل نفق هوائي حيث يتم تعليق النموذج وأرجحته كبندول (pendulum) كبير. ولقد كانت NACA مهتمة بمعادلات حركة مناطيد (airships) تلك الفترة من الزمن، وإلى حد كبير، ما أعطى غرايسي حافزاً آخر للاستمرار في عمله، ودراسة «الكتلة الظاهرة».

وفي عام 1941، أجرت NACA اختبارات الكتلة الظاهرية من خلال أرجحة هياكل مغطاة ذات أشكال مختلفة كبناديل مركبة. وكانت عيّنات الاختبار تؤرجح في الهواء أو في خزان مفرغ من الهواء (vacuum tank). ومن المثير للاهتمام أن غرايسي ابتدأ بنماذج طائرات مصنعة من خشب البالسا، إلا أنه اكتشف أن أوزان هذه النماذج تختلف وفقاً لضغط الهواء أو الرطوبة. ولعل تدرب غرايسي في هذا العمل التجريبي الصادم بالذات قد ساعده في الظهور لاحقاً كخبير من خبراء NASA في طرق قياس السرعة والارتفاع.

لقد عاد الاهتمام في تأثيرات الكتلة الظاهرية مع ظهور مواد الألياف والبلاستيك التي يمكن استخدامها لبناء طائرات خفيفة جداً، مثل الطائرة غوسامير كوندور (Gossamer Condor) التي تطير بقوة عضلات الإنسان، والطائرات المسيرة (غير المأهولة) التي تقطع مسافات طويلة مثل الطائرة Pathfinder وHelios. وجميع هذه الطائرات بنيت في شركة .Aero Vironment, Inc، مونروفيا ـ

كاليفورينا. كذلك كانت تأثيرات الكتلة الظاهرية هامة للمركبات الأخف من الهواء وللغواصات تحت الماء، كما تضمنت النماذج الرياضية الخاصة بتحليل الاستقرار الديناميكي مندرجات الكتلة الظاهرية، بطبيعة الحال.

وظهرت عبارات الكتلة الظاهرية في سلسلة توسعات العزوم والقوى الإيروديناميكية التي أنشاها برايان (G. H. Bryan)، على أنها مشتقات تتعلق بالتسارعات الزاوية والخطية.

ولافتقار طريقة غرين وغرايس لجهاز التأرجح في الفراغ فبإمكان المرء أن يقدر مندرجات الكتلة الظاهرية (apparent mass terms) في معادلات حركة الطائرة بإضافة كتل الهواء الإسطوانية لسطوح الرفع ذات قطر مساوٍ لوتر السطح بالنسبة إلى الحركات الطبيعية، ويساوي سماكة السطح في مستوي الوتر. وينتج من هذا التقريب النتائج المذهلة التالية للطائرة غوسامير كوندور. فالكتل الظاهرية في الحركتين الجانبية والعمودية تساوي 21 و170 في المئة من كتلة الطائرة الحقيقية، وعزوم العطالة الظاهرية في حالتي الرفع، والدحرجة تساوي 140 و440 في المئة من العزوم الحقيقية للعطالة.

بالإضافة إلى القياسات على النماذج المتأرجحة والتقريبات approximation المدونة أعلاه، يمكن استخدام رموز لوحة الكمبيوتر لتقدير الكتلة الظاهرية.

وقد نشر دافيد ليدنيسر (David A. Lednicer) بأن الرمز VSAERO قد استخدم روتيناً في حسابات الكتلة الظاهرية في الغواصات.

13 ـ 2 الطائرات الخفيفة جداً التجارية والتجميعية Commercial and Kit-Built Airplanes

هناك ثلاثة أصناف من الطائرات الخفيفة جداً التجارية والتجميعية، لكلٍّ منها خواص تحكم واستقرار هامة. وباستخدام تسمية مجلة *Jane's All the Worlds' Aircrafts* وذائعة الصيت بأن أبسط هذه الأصناف يتمثل بطائرة التدلي الشراعية (hang glider) الكلاسيكية الحديثة، والمطوّرة من قبل روغاللو (Rogallo [et al.], 1960)، وفيها يتم التحكم من خلال تحريك وزن الجسم (shifting body weight) كما في شراعيات تدلي ليليندثال (Lilienthal hang gliders) في القرن التاسع عشر. والمستوى الثاني من التطور سمّي بشبيه الجناح أو باروانغ (parawing) وهي عبارة عن مظلة مدفوعة بمحرك. والصنف الثالث تمثله فئة

واسعة من الطائرات الميكروخفيفة (microlights) تراوح بين شراعية التدلي المدفوعة بمحرك إلى طائرات ذات بنية خفيفة ومبنيّة وفق مخططات تقليدية. وكما هي شراعية التدلي، فإن الميكروخفيفة تستخدم أيضاً تركيباً هيكلياً خفيفاً مغطى بقماش معامل بكيميائيات معينة.

لقد وضعت كلٌّ من FAA الأميركية وCAA الإنجليزية وثائق احترازية (Certification Provisions) للطائرات الخفيفة جداً تحت أسماء FAR الجزء 103 لسنة 1990 وBCAR الجزء 482 وS-CAP على التوالي. وتطبق FAR على الطائرات الخفيفة جداً غير المزودة بمحرك وتزن أقل من 155 باونداً، والطائرات الخفيفة جداً المزودة بمحرك، التي لا يزيد وزنها على 254 باونداً. ولا تزيد سرعة الطائرات الخفيفة جداً على 55 عقدة، وسرعة انهوائها على 24 عقدة. ويستثني الجزء 103 هذه الطائرات من شروط صلاحية الطيران ومعاييره، ويكتفي بتطبيق قواعد التشغيل (operating rules). ويستخدم العديد من البلدان مقياس FAA وCAA في تحديد وثائقهم الاحترازية الخاصة بهم.

قدم أندرسون وأرميستون (Anderson and Ormiston) عام (1994) مراجعة شاملة حول استقرارية شراعية التدلي والتحكم بها. فموازن الضبط الطولي (longitudinal trim) تم توفيره عن طريق أشكال المطيار المنعكس reflexed airfoil shapes وإن الاستقرارية الاتجاهية في هذه الطائرة هي عموماً موجبة بسبب تراجع الجناح، ويتم ضبط الزاوية الثنائية هندسياً لتحقيق استقرارية حلزونية محايدة أثناء الطيران التطوافي (cruise flight). ومن المشاهدات المدهشة لهذه الطائرة ضعف استقرارية الدحرجة الاهتزازية الهولندية في زوايا الهجوم القليلة. وهذا يقود إلى الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار، التي تزيد من خلال التأرجح غير المقصود للجسم رداً على التسارعات الجانبية.

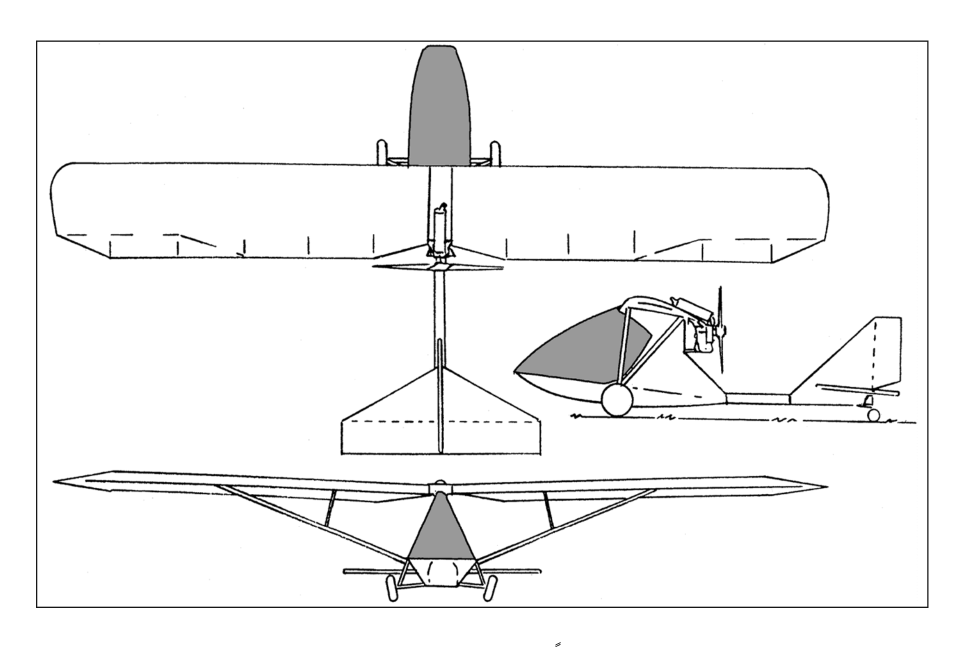
هذا وقد أجريت اختبارات كاملة على هذه الطائرة باستخدام منصة الاختبار المحمولة الخارجية، في جامعة غرانفليد (Cook and Kilkenny, 1987). وقد نوقشت خواص الاستقرار والتحكم في شراعيات التدلي المزودة بمحركة والتي سمّاها مؤلف هذا الكتاب بطائرات الجناح المرن (flexwing airplanes) من قبل بروكس (Brooks) في عام (1998). إن تحكم الدوران والدهرجة لهذه الطائرات غير تقليدي كما هو الحال في طائرة غواسامير كوندور. فللدوران إلى اليمين ينقل الطيار وزنه إلى اليمين من خلال تسليط قوة إلى اليسار على قاعدة قضيب

تحكم، فيتحد عزم الوزن وانثناء (flexing) الجناح المرن للابتداء بحركة دحرجة إلى اليمين.

ويسبب الانعراج المعاكس (adverse yaw) انزلاقاً جانبياً إلى اليمين، ويعمل الأثر السالب للزاوية الثنائية في زيادة عزم الدحرجة اليمنى، مسرعاً بذلك من الدوران.

أظهر اختبار موجز في نفق هوائي على سطوح ذنب وجناح مغطى بالقماش (fabric-coated) يعود إلى الطائرة الخفيفة جداً Chinook WT-11 (الشكل 13 ـ 1)، في النفق الهوائي الكندي NAE قليل السرعة، بمساحة 9m x 9m، (Roderick, 1986)، وجود بعض الخواص والمميزات غير الاعتيادية. فقد تبين أنه هنالك بعض الالتواء الملحوظ يظهر في الجناح عند الضغوط الديناميكية العالية ما يخفض من ميل منحنى الرفع للجناح.

ومع حرف الروافع يكوّن للذنب الأفقي منحنيات رفع لاخطية قريبة من سرعة انهوائه. وقد خلص المحققون إلى أن مقداراً كبيراً من زاوية انحدار (pitch down) عند حصول الانهواء ستكون احتمالاً ملجئاً للاسترداد.



الشكل 13 ـ 1 الطائرة الخفيفة جداً تشينوك WT-11، ترتيب عام (من: *Jane's All the World's Aircraft*).

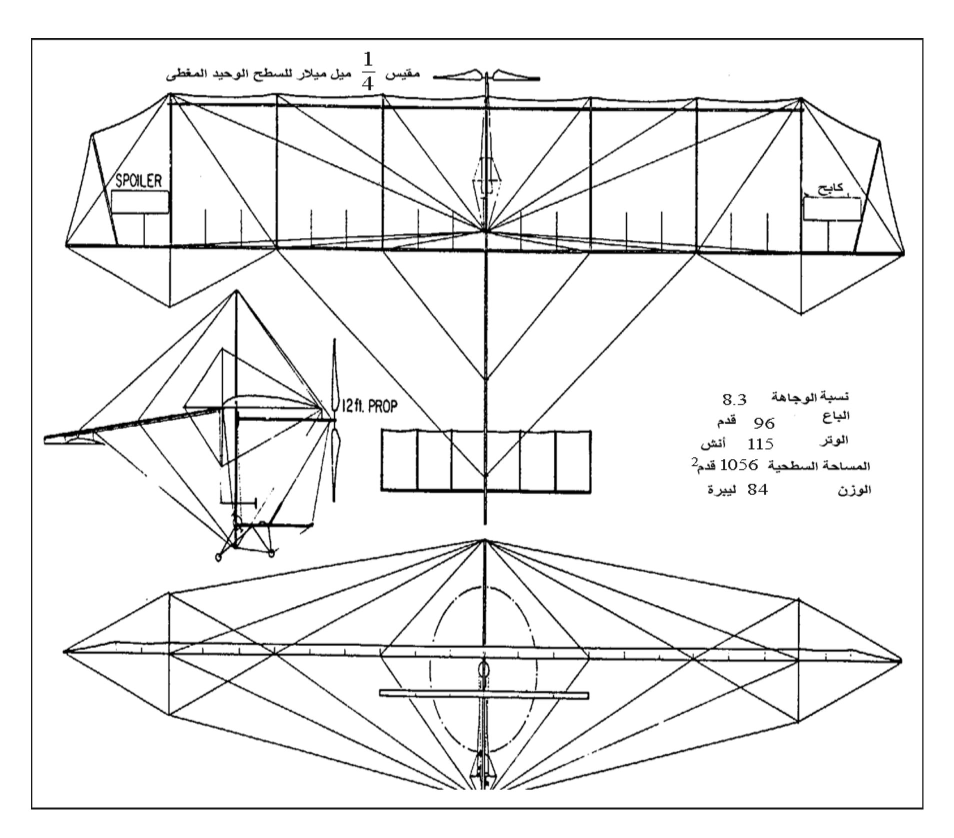
وفيما عدا الاكتشافات التقنية لهؤلاء المحققين، فقد أوضحت التجربة والخبرة أن الانهواء غير المقصود (inadvertent stalling) هو السبب الرئيسي لحوادث الطائرات الخفيفة جداً. وعليه، ليس مطلوباً من مشغلي هذه الطائرات بموجب الوثيقة U.S. FAR Part 103 أن يتجازوا اختبارات معرفية أو تجريبية، وإنما يتطلب الأمر تجنب الانهواء غير المقصود أثناء مناورات التقرب والهبوط باكتساب مهارات التدريب والحذر.

13 ـ 3 الطائرة غوسامير وطائرة MIT التي تعمل بالطاقة البشرية
The Gossamer and MIT Human - Powered Aircraft

يبيّن الشكل 13 ـ 2 رسمة الطائرة غوسامير كوندور المشغلة بالقدرة العضلية للإنسان. لجميع أنواع هذه الطائرة جناح كنار أمامي يتلاءم هندسياً مع موقع الطيار، ومنظومة القدرة وكذلك السلسلة البلاستيكية التي تدير المروحة (الرفاس) الدافعة (pusher propeller).

كما كان الأمر مع الأخوين رايت من قبل، فقد وجد فريق عمل غوسامير كوندور أنه من السهل التحكم بوضع زاوية الرفع (وزاوية الهجوم طبعاً) في طائرتهم حتى وإن كان مركز الثقل متراجعاً خلف النقطة الحيادية. ويذكر أن الجناح الملفوت (warp) تعاكسياً وطريقة إمالة الكنار للتحكم بالدحرجة في طائرة غوسامير (الفقرة 5) طبقت أيضاً في الطائرة غوسامير الباتروس (Gossamer Albatross). أخيراً، لابد من القول إن فريق غوسامير كان رائداً في فن استخدام أنابيب ألياف البلاستك ـ الكربون كعناصر لي وضغط في بنية هيكل الطائرة، وذلك لضمان خفة الوزن (Grosser, 1981).

أما طائرة معهد ماساتشوسيتس التقني كريساليس ثنائية الجناح (MIT human-powered Chrysalis biplane)، والطائرات أحادية الجناح مونارك وديدالس (Monarch and daedalus) فهي أقل راديكالية في التصميم من سلسلة الطائرات غوسامير ذات المراوح المتقدمة (tractor propellers) والذنب الخلفي (aft tail). وفي بادئ الأمر استخدمت طريقة تحريك كافة سطوح الذنب والأجنحة الملفوتة للتحكم والسيطرة الجانبية. ولكن في ديدالس تم الاستغناء عن الجناح الملفوت أو دفة الدحرجة، والاعتماد على دفة التوجيه وتأثير الزاوية الثنائية. ولكن هذا أثبت أنه غير كافٍ.



الشكل 13 ـ 2 الإصدار الأول للطائرة غوسيما كوندور التي تعمل بالطاقة البشرية، مع أجنحة بسطح وحيد وكوابح للتحكم الجانبي. لاتستطيع الطائرة الدوران بالكوابح (من : Burke, «The Gossamer Condor and Albatross,’ AIAA Professional Study Series, 1980).

13 ـ 4 استقرار زاوية التسلق/ الانحدار في الطائرة الخفيفة Ultralight Aircraft Pitch Stability

لقد كانت الأفكار التقليدية حول الحاجة إلى الاستقرار السكوني الطولي مضللة في حالة الطائرات الخفيفة جداً. والسبب في ذلك يعود إلى ظهور أربعة أنمطة غريبة من الدرجة الأولى بدلاً من حركة الفيغوئيد الاهتزازية الطبيعية السريعة منها والبطيئة. وعلى سبيل المثال يقع مركز ثقل الطائرة غوسامير كوندور خلف النقطة الحيادية لتقليل الحمل على سطح الكنار (بعض الشيء).

وينتج من ذلك قيم موجبة وغير مستقرة للمشتق C_{m0}. وبالنتيجة سيبقى نمط واحدة من أنمطة الدرجة الأولى الأربعة غير مستقر. وعلى أية حالة سيكون

لثابت التباعد (divergence constant) ثابت زمن مقداره 1000 ثانية تقريباً مما يجعله غير مُدرك من قبل الطيار.

وطريقة أخرى لتفسير السلوك الحميد (benign behavior) لزاوية التسلق/الانحدار لطائرات الخفيفة جداً ذات مركز الثقل المتراجع عن النقطة الحيادية، هو باعتبار استقرارية مناوراتها، التي تختفي في نقطة المناورة (maneuver point). وتميل نقطة المناورة لهذه الطائرات أن تكون بعيدة خلف النقطة الحيادية بسبب زاوية الرفع العالية ومستويات التخميد المرتفعة. عند الطيران بمراكز ثقل تقع خلف النقطة الحيادية ولكنها تتقدم نقطة المناورة، سوف لا يكون للطائرة أيّ ميل للتباعد (diverge) بشكل غير مستقر في وضعية الرفع عند السرعة الثابتة، في حين يتطلب سلوكها غير المستقر خسارةً آنية في السرعة الجوية وتغيراً في زاوية الرفع بأنف إلى أعلى أثناء الطيران المستوي. وتحصل هذه العملية ببطء شديد.

ولتوضيح مفهوم نقطة المناورة أو «استقرارية المناورة» (maneuvering stability) تصور طائرة ذات تدرج غير مستقر في عزم الرفع مع وجود زاوية هجوم، ولنفترض أنها ستضطرب بأنف مرفوع قياساً بمسار طيرانها. سيميل تدرج عزم التسلق/الارتفاع إلى زيادة حجم الاضطراب، ولكن مع زيادة متزامنة في زاوية الهجوم التي ستقوس مسار الطيران إلى أعلى فيما لو بقيت السرعة الجوية ثابتة. وينتج من تقوس المسار إلى أعلى بسرعة زاوية في الرفع التي يقاومها التخميد الإيروديناميكي في زاوية التسلق/الارتفاع.

في حالة الطائرة غوسامير يكتسح تأثير الاستقرار في تخميد زاوية الرفع الناتج من تقوس مسار الطيران، ويدرج اللااستقرار في عزم زاوية الرفع مع زاوية هجوم، حيث تقع النقطة الحيادية على بعد 5% أمام مركز الثقل. ولكن نقطة المناورة ستكون خلف مركز الثقل بمسافة تساوي أربعة أضعاف طول الوتر، وذلك بسبب تقوس المسار الكبير لزاوية هجوم معيّنة.

13 ـ 5 دوران الطائرات الخفيفة جداً التي تعمل بالطاقة البشرية
Turning of Human-Powered Ultralight Airplanes

ظهرت قضية التحكم بزاويتي الدحرجة والانعراج كمشكلة رئيسية في الطائرات الخفيفة جداً. وقد برزت هذه القضية في المنافسة على جائزة كريمار (kremer prize) الأولى. وقد تطلب الفوز بالجائزة تأدية مناورة الرقم 8 حول

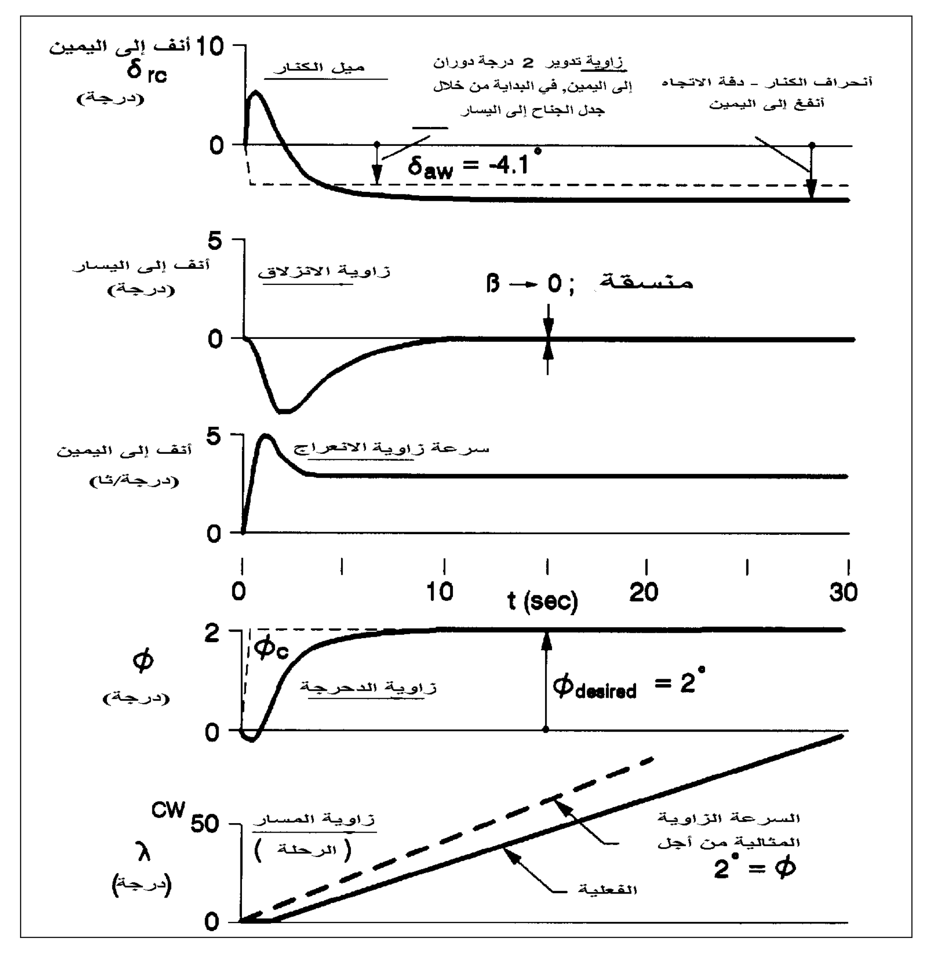
أبراج (pylons) تبعد عن بعضها البعض مسافة 1.5 ميل. وقال هنري جيكس (Henry R. Jex, 1979) بهذا الصدد ما يلي:

كشفت التحليلات المبكرة [للطائرة غوسامير كوندور. . عدم وجود جدوى لاستخدام دفة الدحرجة التقليدية وذلك للقيام بمناورة الدحرجة (rolling)، وإن الحاجة إلى بعض سطوح الزعنفة لتعزيز المشتقين $C_{y\beta}$ و$C_n\beta$؛ ضرورية. وإن التناقض الظاهر: أنه بِلَفت (twisting) الجناح لتعزيز عزم الدحرجة إلى اليسار ينتج سرعة انعراج وزاوية دحرجة إلى اليمين! . . . وأن لفت (warping) الجناح الأيسر إلى أسفل للحصول على عزم انعراج سرعان ما ينتج منه عزم تدوير انعراجي معاكس وانعطاف الأنف إلى اليمين بمقدار يعادل 15% من عزم التدوير الدحرجي (rolling torque). وبسبب أن العطالة الفعالة في الانعراج هي أقل من 5/ 1 مقدارها في الدحرجة (بسبب الكتلة الظاهرية الكبيرة للدحرجه)، واستقرار تقلبات الطقس، فسرعان ما يأخذ هيكل الطائرة بالانعراج إلى اليمين. ولكن عزم الدحرجة القوي الناتج من الدحرجة (بسبب حركة طرف الجناح الخارجي الأسرع من حركة طرف الجناح الداخلي) سوف يتغلب بسرعة على عزم الدحرجة الناتج من لفت الجناح. وهكذا، تبدأ الطائرة بالدحرجة إلى اليمين خلال ثانيتين فقط!

هذا، ولم يكن بمقدور النسخة الأولى من الطائرة غوسامير كوندور أن تدور بواسطة دفتي الكبح ـ الدحرجة (spoiler ailerons). وكان الحل لهذه المشكلة يكمن في تطوير طريقة تحكم جديدة. ومثلما كان يفعل الأخوين رايت، تقدم مخترعو الطريقة الجديدة الدكتور بول ماكريدي (Paul B. MacCready)، والدكتور بيتر ليسامان (Peter Lissaman)، وجيمس بيرك (James D. Burke)، بطلب للحصول على براءة اختراع لطريقتهم. في هذه الطريقة، يقوم الطيار بتدوير عجلة القيادة لإمالة الكنار ومتجه رفعه بواسطة جنيحات الضبط (tabs) على الجزء الخارجي من حافة الجناح الخلفية، ويلفت (warp) في الوقت عينه الجناح في الاتجاه المعاكس، فيعمل حرف أنف الكنار إلى اليمين وحرف زاوية الدحرجة بلفت الجناح الأيسر، على سحب أنف الطائرة إلى اليمين. وتكون الطائرة بالتالي قد تدحرجت إلى اليمين بسبب عزم الدحرجة القوي العائد إلى الدحرجة إلى اليمين C_{lr}

والنتيجة هي تجاوز زاوية الدحرجة (overbanking) بعض الشيء، والذي في داخلها تنمو زاوية الانزلاق.

ولاحقاً، يتم عكس ميل الكنار، قليلاً، ليستقر الجناح والكنار بوضعيتيهما النهائيتين. وتكون ترتيبات الدحرجة حوالى 5 درجات ميل الكنار إلى اليسار (الشكل 13-3) وبسبب السرعة الجوية البطيئة للطائرات الخفيفة جداً التي تساوي 16 قدماً/ الثانية ينتج من زاوية دحرجة جناح، مقدارها درجتان سرعة دوران زاوية قياسية تساوى 180 درجة/ دقيقة، ونصف قطر دوران يساوي 300 قدم.



الشكل 13 ـ 3 دوران الطائرة غوسيمار كوندور إلى اليمين. تتطلب العملية جدلاً معاكساً للجناح (يسار في الدوران لليمين) للتغلب على السرعة العالية في اليسار أو للجناح الخارجي. ينحرف الكنار بنبضة 1 ثانية من القيمة الابتدائية لجنيح ضبط دقة التدوير إلى اليمين، ليبدأ بعدها الدوران. ثم يتم عكس انحراف الكنار للمحافظة على زاوية دوران الطائرة. المحصلة 3 درجة/ ثا لسرعة زاوية الانعراج تكون كافية (من: Jex and Mitchell, NASA CR 3627, 1982).

13 ـ 6 ملاحظات ختامية Concluding Remarles

لقد وفرت الطائرات الخفيفة جداً الحاجة إلى مركبات رخيصة وقليلة الخضوع للضوابط والتعليمات. وفي الوقت عينه، أثبتت الأنواع الميكروية الخفة (microlight) فائدتها في التطبيقات الخاصة مثل الاستطلاع ورشّ المبيدات الزراعية. كما أظهرت أوجه قصور في الاستقرار والتحكم لم يكن لها سابقة في تأريخ الطيران. ويبقى الانهواء غير المقصور السبب الرئيسي لحوادث هذه الطائرات.

كانت الطائرات الخفيفة جداً والعاملة بالقدرة البشرية مفيدة لأنها حققت الحلم القديم بالطيران بالقوة العضلية، أكثر من فائدتها كطائرة مُنجَزة. ولكن وطالما طورت هذه الطائرات مفاهيم استقرار وتحكم جديدة، سنبقى نتطلع إلى توسيع نطاق القوانين التي تربط هذه المفاهيم مع خواص الطائرات التقليدية. وسيكون من المفيد أن نرى كيف يمكن للسلوك الدوراني والاتجاهي الشاذ للطائرات المشغلة بالقدرة العضلية أن يصب في ديناميك الطيران الاعتيادي. ويقترح الدكتور بول ماكريدي أيضاً الانتباه إلى الديناميكية الكمية لاستقرار وتحكم الطيران لدى الطيور وكيفية مقاربتها للتحكم الفعّال في أنظمة طيرانهم غير المستقرة.

الفصل الرابع عشر

خضخضة الوقود، الانهواء العميق، وأكثر

Fuel Slosh, Deep Stall, and More

في ما يقرب من 100 عام من تطبيق أنظمة تحكم الطيران شهد مجال الاستقرار والتحكم عدداً من الأدوات والظواهر التي لا تندرج في أي صنف عام. ونذكر بعضاً من أهمها.

14 ـ 1 انزياح الوقود وديناميك خضخضة الوقود Fuel shift and dynamic fuel slosh

تعود عبارة انزياح الوقود (fuel shift) إلى الحركات طويلة المدى للوقود في الخزانات المملوءة جزئياً، مثل الانزياح إلى الخزان الخلفي للطائرة المسبّب عن إطالة وضع الطائرة بأنف إلى أعلى، في التسلق. لذا فإن أسباب وتأثيرات انزياح الوقود واضحة. ويمكن لتغيير موقع الوقود الخلفي أن يزيح مركز ثقل الطائرة إلى موضع متراجع خطير. وتؤخذ هذه الإمكانية عموماً في الاعتبار من قبل أي مصمم. وهناك أيضاً احتمال توقف تغذية المحرك بالوقود من الخزانات الأمامية نتيجة الانزياح إلى الخلف.

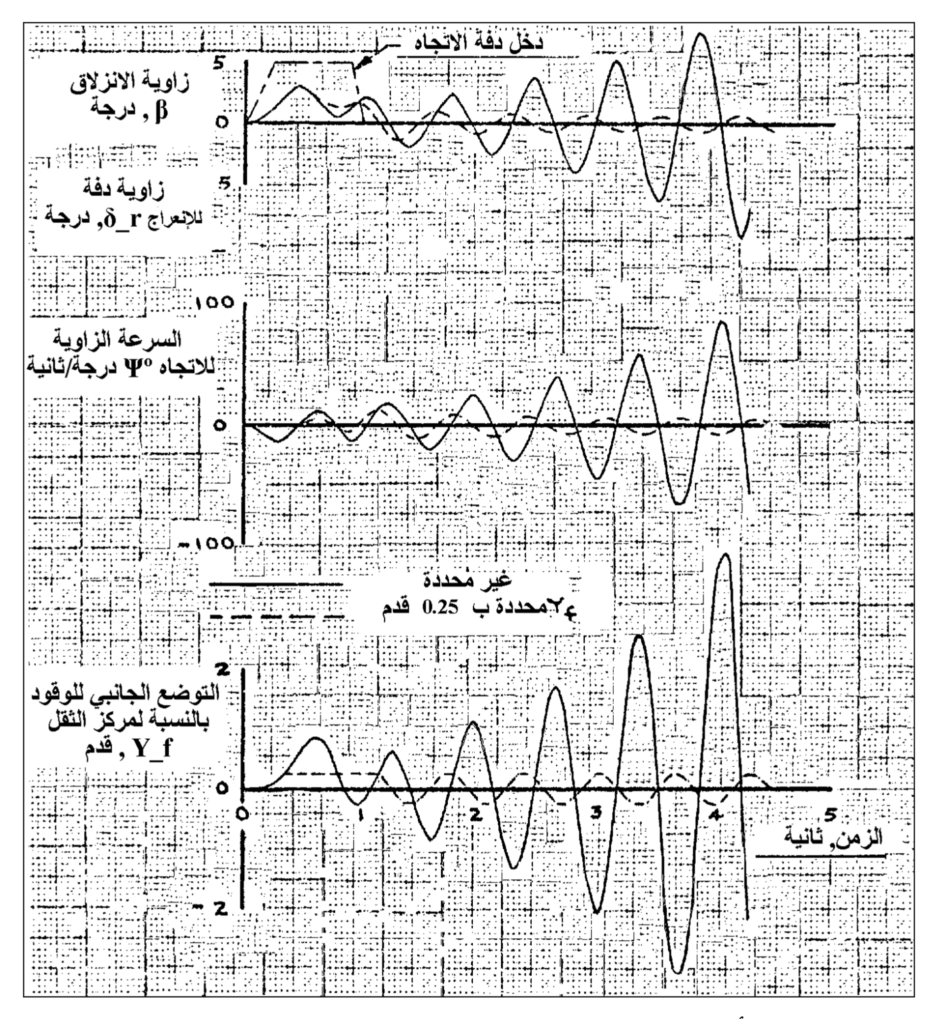
تحدث الخضخضة الديناميكية للوقود في خزان مملوء جزئياً، سواءً كان خزان سيارة أو طائرة، إذ إن خضخضة الوقود تحصل داخل الخزان تبعاً لتغير تسارعات المَركبة. وحيث إن جدران الخزان الحاوي على الوقود المتخضخض تتأثر ناقلة القوى العابرة إلى بقية الجدران، ومن ثم إلى المَركبة، من خلال الوقود، فيمكن لخضخضة الوقود أن تكون مشكلة تهدد استقرار الطائرة والتحكم بها إذا ارتبطت أنماط حركة الوقود مع الأنماط الطبيعية لحركة الطائرة.

وتستحق مشكلة الخضخضة الديناميكية للوقود أن تفحص بعناية بسبب احتواء الطائرات النفاثة الحديثة على نسب عالية من الوقود إلى الوزن الكلي. ويمكن لحركات الخضخضة هذه أن يكون لها تأثير كبير، أيضاً، في الطائرات ذات الأجنحة الرقيقة نسبياً، حيث يكون موضع الصهريج الأساسي داخل الجسم، بينما تكون خزانات الأجنحة منفصلة عموماً بواسطة عناصر الهيكل، التي تعمل بمثابة فواصل معرقلة لحركة الوقود.

بالرغم من أن الخضخضة الديناميكية للوقود تعتبر مشكلة رياضية وهندسية محيّرة، إلا أن الحالات الموثقة لترابط خضخضة الوقود مع أنمطة حركة الطائرة تعد نادرة. وهنالك حالة محققة لترابط خضخضة الوقود مع نمط حركة الدحرجة الهولندية للطائرة دوغلاس سي هوك A4D. فقد سبّب الملء الجزئي لخزان وقود بسعة 500 غالون يقع متقدماً أمام مركز الثقل اهتزازات دحرجة ـ انعراج غير مخمدة أثناء تقاربات الهبوط (الشكل 14 ـ 1). والمشكلة تم تصحيحها عندما تمّت إضافة المصدّات العمودية لتقسم خزان الجسم إلى نصفين، أيمن وأيسر. ولقد ضاعفت هذه المصدات من تردد خضخضة الوقود، لكنها فصلت ترابط الخضخضة مع اهتزاز الدحرجة الهولندية.

وكان قد تم الأخبار عن مشكلة أخرى لخضخضة الوقود وقعت على الطائرة لوكهيد F-80C وحصل ذلك في أوائل شهور الحرب الكورية وخلال الحملة الشاملة لتحسين قابلية الطائرة F-80C الآخذة بالتدني. وبدأت وحدات الطائرة F-80C في كوريا بحمل خزانات طرفية بدون مصدات بسعة 265 غالوناً، لكن سرعان ما أُخبر عن حوادث ارتطام غير مُفسرة. وبناءاً على طلب قيادة، القوى الجوية للشرق الأقصى، تم تنفيذ اختبارات جوية في حقل رايت على الطائرة F-80C المحملة بخزانين طرفيين سعة 265 غالوناً.

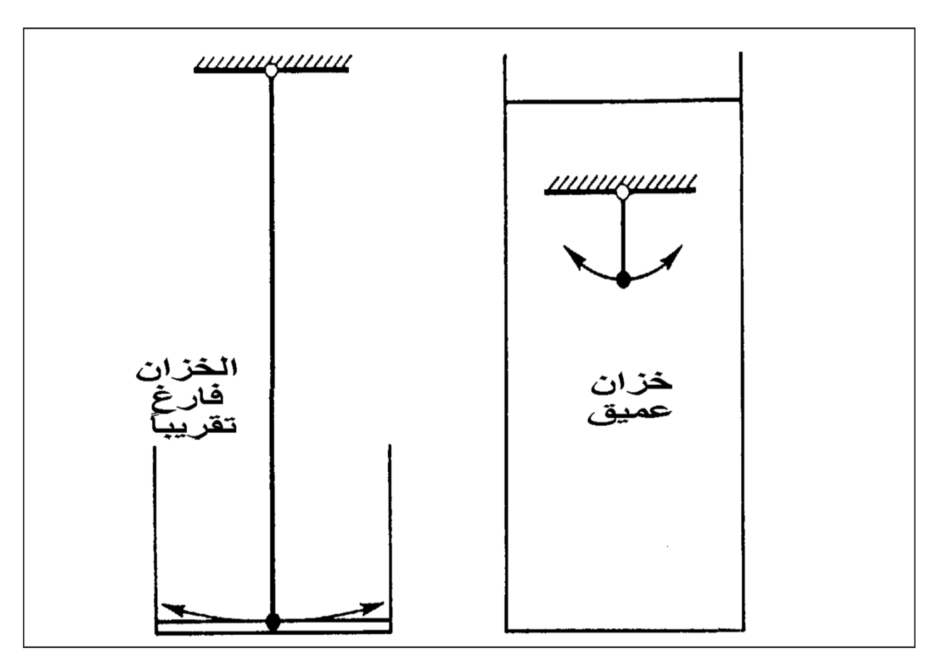
في اختبار تشرين الثاني/نوفمبر عام 1950، وجد جيمس كيلي (James D. Kelly) بأنه لا يوجد مشاكل في الإقلاع والتسلق، عندما تكون الخزانات الطرفية للوقود مليئة بشكل أساسي. لاحقاً، مع تناقض الوقود في الخزان الطرفي، تبدأ حركة التسلق (pitching) غير المتحكم بها بالظهور. وقد لاحظ كيلي أن أطراف الأجنحة كانت تتلوى كلما تخضخض الوقود جيئة وذهاباً. ولقد استعاد التحكم بالطائرة فقط بعد أن انهار خزان الطرف الأيسر وسقط بعيداً، وبعد أن قذف بحمولة خزان الطرف الأيمن إلى الخارج.



الشكل 14 ـ 1 التأثير المحسوب لخضخضة خزان الوقود في الطائرة دوغلاس سكايهوك A-4 قبل تركيب المصد في الخزان. تترافق حركة الوقود مع نمط حركة الفيغوئيد. وعندما تتحدد حركة الوقود بجوانب أو جدران الخزان (المنحني المنقط) تنتج حركة «افعوانية» محدودة التموج (من : Abzug, Douglas Report. ES 2955, 1959).

حالتان إضافيتان معروفتان عن خضخضة الوقود، تم توثيقهما في تقارير اختبار الطيران في سلاح الجو الأمريكي. واحتوى كل من الحالتين على ترابط خضخضة الوقود مع نمط حركة الاهتزاز الهولندي، وكانوا سعداء عندما تم استخدام دفة الاتجاه لإيقاف مركبة الانعراج لحركة الاهتزاز الهولندي. والطائرات التي عانت هذه المشكلة هي بوينغ KC-135A وسيسنا T-37A.

المقاربة التحليلية لمشكلة ترابط الخضخضة الديناميكية للوقود مع أنمطه حركة الطائرة جعلها ارنيست غراهام (Ernest W. Graham) محتملة (Luskin and Lapin, 1952) حيث استخدم غراهام كمون سرعة سائل في خزان مستطيل مفتوح من الأعلى تم توفيره من مختبر الهيدروديناميك التقليدي في لامب هوراس. وتم نمذجة الوقود المَصْدود كنواس (pendulum) بسيط بالإضافة إلى كتلة ثابتة تحت النواس. تؤخذ قيمة زاوية النواس عن الشاقول على أنها متوسط القيمة لزاوية توضع سطح الوقود في النمط الأساسي للحركة (الشكل 14 ـ 2). تملك حركة الوقود العامة توافقيات كثيرة، من أطوال الموجة القصيرة، التي تكون كلها مهملة لتحديد مكافئ النواس.



الشكل 14 ـ 2 مماثلة حركة أرونست غراهام البندولية مع حركة خضخضة الوقود في الخزانات المكعبة أو متوازية المتسطيلات المفتوحة. وضحت هذه المماثلة في حالتين متطرفتين. بتخضخض الوقود بكامله في الخزان شبه الفارغ، فيما يتخضخض الجزء العلوي فقط من الخزان الممتلئ والعميق (من : Luskin and Lapin, *Journal of Aeronuatical Sciences*, 1952).

تعتمد مماثلة مقياس النواس بالخضخضة الديناميكية للوقود بشكل أساسي على عمق الخزان شبه الفارغ، فإن الوقود المتخضخض هو مجرد عمل موجة

في حاوية ضحلة. والنواس المكافئ يكون طويلاً، وكذلك تكون دورة الحركة الإزاحية. وفي حالة الخزان المملوء تقريباً أو العميق، فإن النواس المكافئ يكون قصيراً وكذلك هي فترة الحركة الازاحية. ويتطلب نموذج غراهام القيام بتحليلات متعاقبة لمعالجة مشكلة الوقود بإضافة مكافئ النواس لمعادلات حركة الطائرة، كإضافة درجة حرية لكل خزان مملوء جزئياً.

عالج ألبيرت شي (Albert A. Schy)، المحلل الماهر لدى NACA، مشكلة خضخضة الوقود بدون استخدام نموذج نواس غراهام، وذلك من خلال افتراض أن الوقود يكون مُحمّلاً في خزانات كروية (Schy, 1952).

وحيث إن الخزانات الكروية لا يمكن رؤيتها مطلقاً في الطائرات، فإن نموذج شي معادل تماماً لنموذج غراهام للخزانات المستطيلة التقليدية والموشورية. وقد أظهرت حسابات شي وجود ترابط معنوي في نمط الاهتزاز الهولندي للطائرة عندما تكون كتلة الوقود المتخضخض مساوية إلى ربع وزن الطائرة.

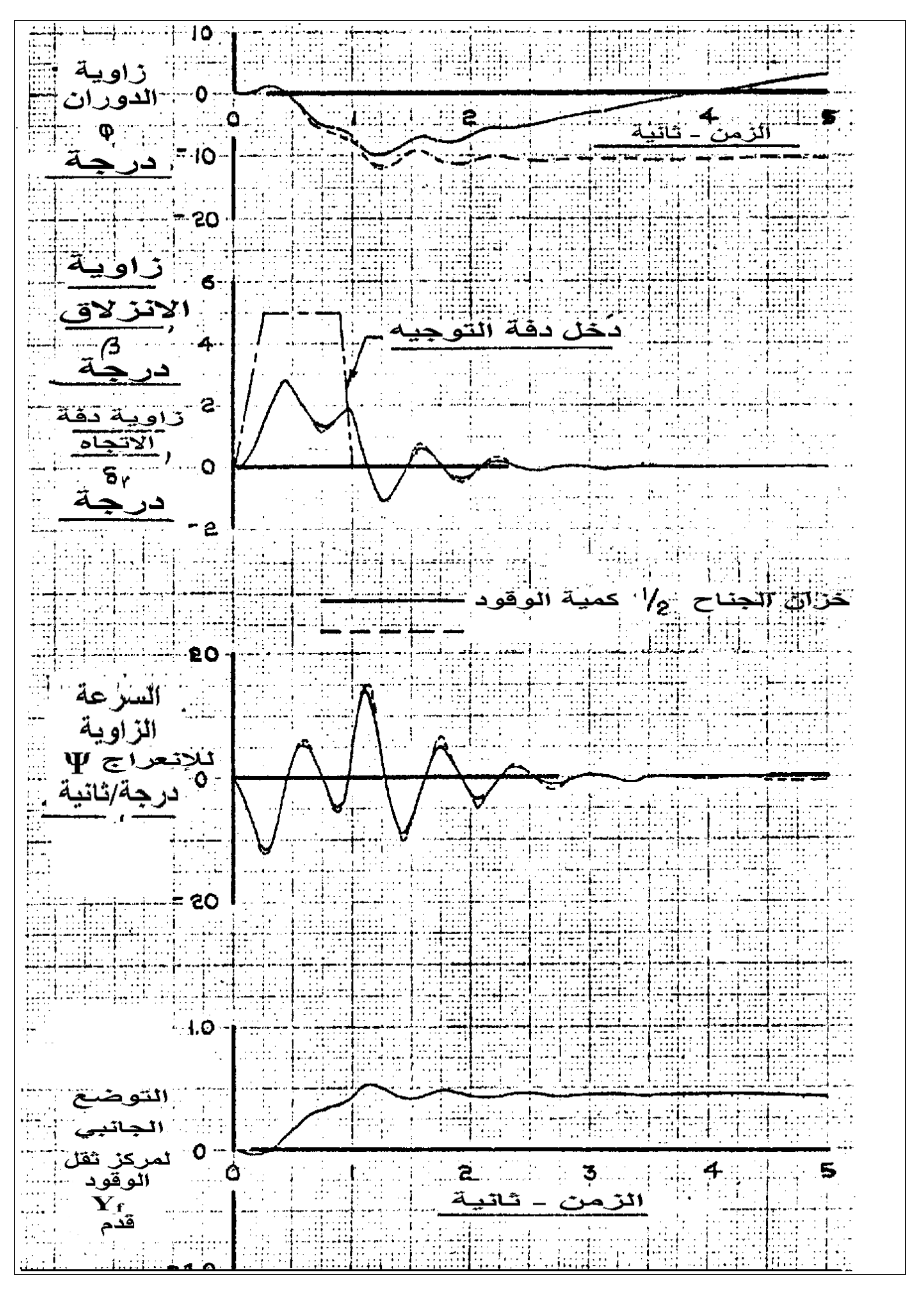
نادراً ما يمثل ترابط الخضخضة الديناميكية للوقود مع أنمطة الحركة الطولية السريعة والبطيئة أي مشكلة. وهناك فقد قليل في تخامد نمط الحركة السريعة، لكن لا يمكن لنمط الحركة الطولية البطيئة أو «الفيغوئيد» أن يترابط بشكل ملموس مع خزان مملوء جزئياً بالوقود ما لم تكن أبعاد الخزان في الأمام والخلف طويلة بشكل غير معقول (Luskin and Lapin, 1952). ولم تأتِ الدراسات الأخيرة على خضخضة الوقود في الطائرات النفاثة الحديثة متراجعة الجناح والمجهزة بخزانات وقود طويلة تشغل المكان بشكل موازٍ لعضد (spar) الجناح بنتيجة مقنعة، بمعنى أن المصدّات في أيّ زوج من الخزانات المملوءة جزئياً لها تأثيرات ضئيلة في أنمطة حركة الطائرة.

وعلى نقيض من التأثيرات المتواضعة للخضخضة الميكانيكية للوقود (لكن ليس في انزياح الوقود على مدى طويل) في حالة الطائرة النفاثة، كان لخضخضة الوقود قلق دائم فيما يتعلق بالمركبات الفضائية الطويلة والمدفوعة بالوقود السائل، وكذلك في مَركبات الإطلاق، مثل مَركبة الإطلاق ساتورن 5 التابعة للناسا، فإن مشاكل خضخضة الوقود تؤثر في نظام التحكم بأنمطة الحركة للتسلق والانعراج، وكذلك مع أنمطة انحناء الجسم المرن.

وبالرجوع إلى مشكلة انزياح الوقود في الطائرات، حدثت حالة مثيرة في الطائرة دوغلاس سي هوك أثناء اختبارات الطيران الأولى. باعتبار أن نظام الوقود البسيط جداً في الطائرة A4D مؤلف فقط من خزانين، خزان الجسم، الذي كانت له مشاكل خضخضة قبل تركيب المصدات، وخزان وقود وحيد في الجناح، يمتد من طرفه الأيمن إلى طرفه الأيسر، حيث توفر أضلاع الجناح مصدات ممتازة لمنع الخضخضة، لكن يمكن للتسارع الجانبي لفترات طويلة أن ينقل وقود الجناح جزئياً عبر المحور المركزي للطائرة.

يظهر انزياح وقود الجناح على أنه حركة حلزونية غير مستقرة، يتم تصحيحها بسهولة بواسطة دفات الدحرجة (الشكل 14 ـ 3). ومع ذلك، كان للطائرات الأولى A4D، نظام دفة دحرجة (aileron) هيدروليكي وحيد، وعندما تعطلت أنظمة دفات الدحرجة الهيدروليكية عند رقم ماخ عال أثناء اختبار الطيران فقدت الطائرة وطيارها جيمس فيردين (James Verdin). وقد تم تَعلُّم الدرس المؤلم، بإنتاج طائرات A4D (الآن A-4) مع الإبقاء على خزان وقود الجناح، لكن مضاعفة تكرار، أنظمة القدرة المستقلة لدفات الدحرجة الذي يحمي الطائرة اليوم ضد فقد التحكم الجانبي العائد إلى انزياح الوقود.

حصلت حادثة انزياح وقود أخرى في نفس الحقبة عند حقل رايت في بدء طيران الطائرة YF-100 من قبل الرائد الطيار هوبكينز (H. Z. Hopkins). وكان قد أقلع مع كمية وقود مقدارها 275 غالوناً بوجود خزانات وقود خارجية بمهمة فحص قصيرة. وتم تحميل 50 غالوناً فقط في كل خزان؛ وقد أزاح تسارع الإقلاع هذا الحمل إلى الوراء. وكان الوقود قد بدأ بالاحتراق من خزان الجسم الأمامي، مضيفاً إلى انزياح مركز الثقل إلى الخلف. وانزاح مركز الثقل على ما يبدو إلى الوراء خلف نقطة المناورة، النقطة التي يكون فيها شد العصا مطلوباً من أجل عوامل حمولة موجبة. وذهبت الطائرة من خلال سلسلة مناورات سريعة موجبة وسالبة، وانزاح وقود الخزان الخارجي بشكل ما إلى الأمام، وقد تم إعادة الطائرة المتضررة هيكلياً تحت السيطرة وهبطت.



الشكل 14 ـ 3 تأثير انزياح الوقود المحسوب لخزان الجناح من الطرف إلى الطرف في الطائرة دوغلاس شي هوك A-4 . ومع نصف امتلاء خزان وقود الجناح، تزيح ضربة دفة الاتجاه الوقود، معطيةً حركة حلزونية ظاهرة غير مستقرة. وتزداد زاوية الانعطاف ببطء مع الزمن (من : Abzug, Douglas Rept. ES 29551, 1959).

14 ـ 2 الانهواء العميق Deep stall

يتطلب الانهواء العميق (deep stall) أن تبقى نقطة موازن الضبط الطولي فيما وراء الانهواء. فإذا كان تأثير موازن الضبط الطولي والتحكم غير كافيين لخفض أنف الطائرة إلى الأسفل أثناء الانهواء، لجعلها في وضع غير منهوٍ، فإن وضع الطائرة آنذاك يسمى «الانهواء العميق» أو تصبح قدرة القيادات هامشية بحيث لا يحصل الاسترداد إلا ببطء، أو يحتاج إلى إجراءات غير اعتيادية لتطبيقه، مثل الدحرجة أو الانزلاق الجانبي أو هز الطائرة في زاوية تسلق (pitch). وكان قد حصلت أول حادثة انهواء عميق أثناء تحليق القاذفة هندلي باج، فيكتور (Victor) في عام 1962. كذلك، تعرضت طائرة شركة الطائرات البريطانية BAC هوكر سيدلي «ترايدنت 1C» التي تسمّى BAC-1-11، والطائرة الروسية Tu 134 إلى حوادث انهواء عميق.

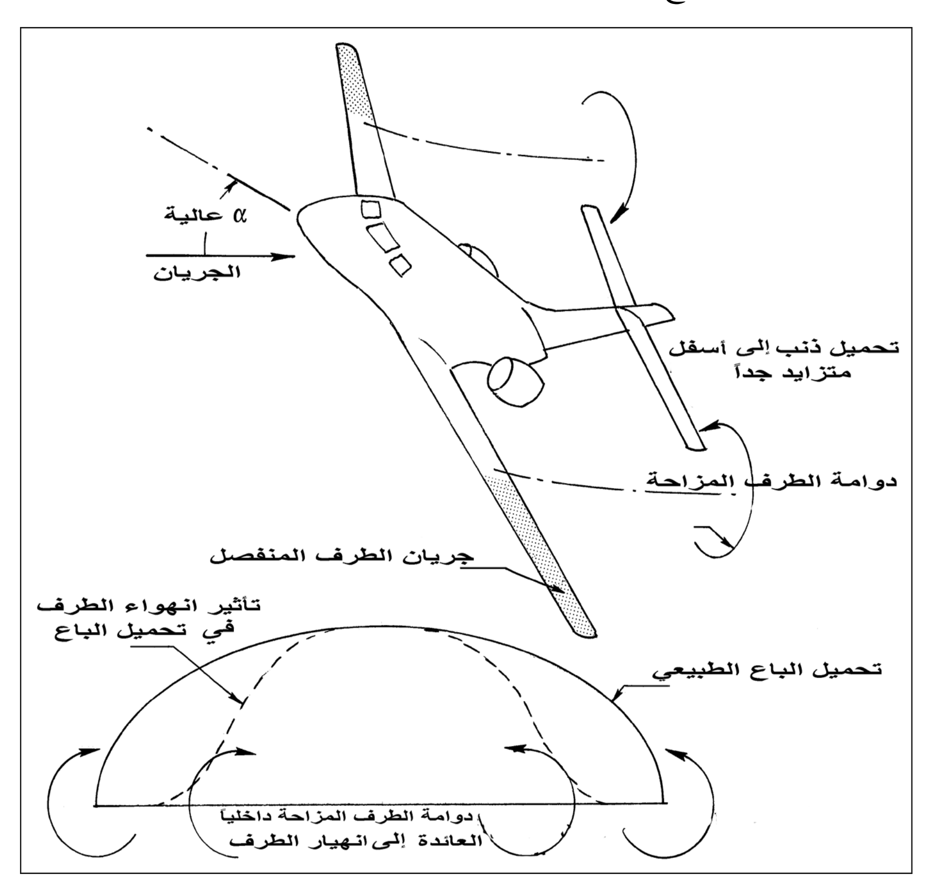
لقد قاد نشر تفاصيل تحطم الطائرة BAC 1-11 بسبب الانهواء العميق سلسلة جديدة من اختبارات النفق الهوائي، ثم ادخال تطويرات على الطائرات، ومنها ماكدونالد دوغلاس DC-9. وحصلت حوادث لاحقة كان الانهواء العميق سبباً مشكوكاً فيه لاسيما في الطائرة النفاثة بوينغ 727 التي تشبه الطائرة 11 ـ 1 BAC. وكذلك القاذفة الكندية تشالنجر CL600 التي تشبه BAC 1-11 أيضاً وكانت CL600 ونوع منها محسن قد تحطمتا في حوادث انهواء عميق.

هنالك سبب كامن للانهواء العميق في طائرات ذات الأذناب الأفقية التي تعتلي الذنب العمودي (الوضعية T). ويتدحرج نظام دوامات الجناح طبيعياً إلى أعلى متحولاً إلى دوامات مركزة لدى وصولها إلى الذنب الأفقي. وفي حالة اللاانهواء تبقى الدوامات المتدحرجة إلى أعلى (volled-up vortices) خلف طرفي الجناح بعيدة نسبياً عن باع الذنب الأفقي، والذي هو مصدر عزم التسلق (nose up pitching moment).

في الطائرات المعرّضة للانهواء العميق تنهوي ألواح الجناح الخارجية أولاً عند زيادة زاوية الهجوم. وبعبارة أخرى يتشكل طرفا جناح جديدين في نهاية جزء الجناح غير المنهوي.

فإذا كان الذنب الأفقي من النوع T فإن الدوامات المتدحرجة إلى أعلى في زوايا الهجوم العالية تكون تقريباً بنفس مستوى الذنب الأفقي، وهو

الموضع الذي تسلط فيه أقصى انجراف سفلي وعزم تسلق بأنف مرتفع. وفي الشكل 14 ـ 4 توضيح لظروف الانسياب الإيروديناميكية في الانهواء العميق لطائرة بذنب من النوع T.



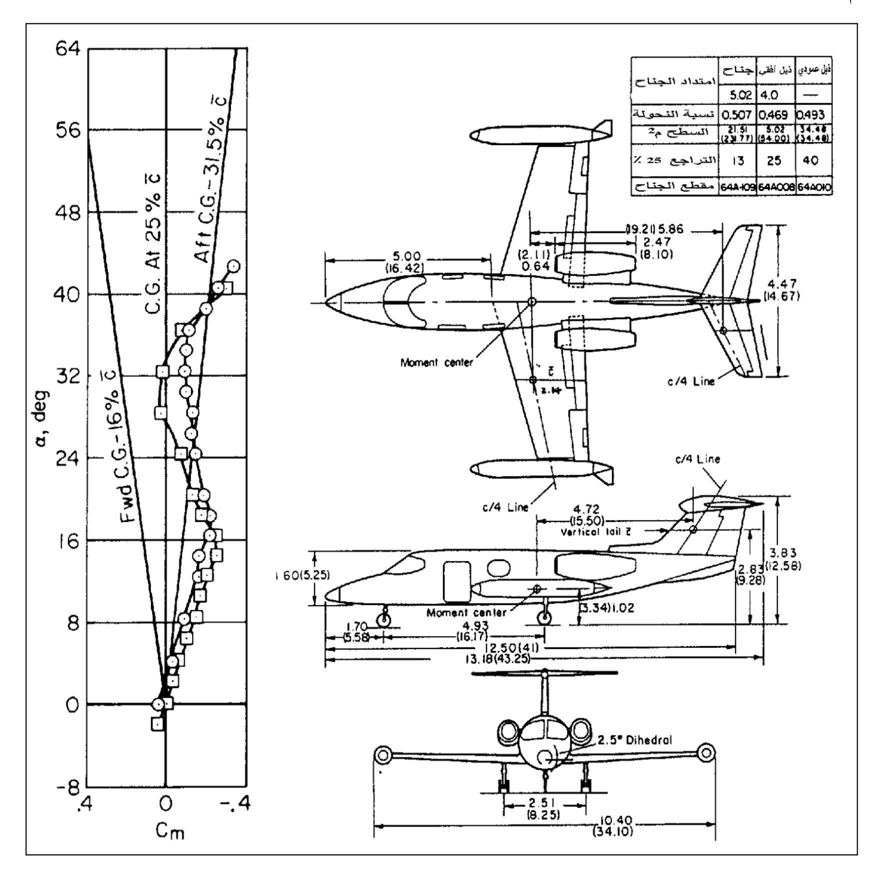
الشكل 14 ـ 4 الجريانات الإيروديناميكية للانهواء العميق لطائرة بذنب T . يزيح الجريان المنفصل في طرف الجناح دوامات الطرف الداخلية. وتتماشى قلوب دوامات الطرف المزاحة مع الذنب T ، مُعطيةً جريان سفلي وتحميل ذنب إلى الأسفل متزايد.

ولقد وفرت اختبارات النفق الهوائي 80 x 40 قدماً العائد لـ NASA Ames على طائرة رجال الأعمال Learjet، النموذج 23 مقياس كامل، مثال واضح للانهواء العميق عند توضع مركز الثقل خلف موقعه الحقيقي (Soderman and Aileen, 1971). وللطائرة أعلاه ذنب نوع T وجناح متراجع قليلاً إلى الخلف بـ 13 درجة.

ولقد أظهرت البيانات أنه في موقع مركز الثقل المتراجع للخلف بمقدار 31,5٪

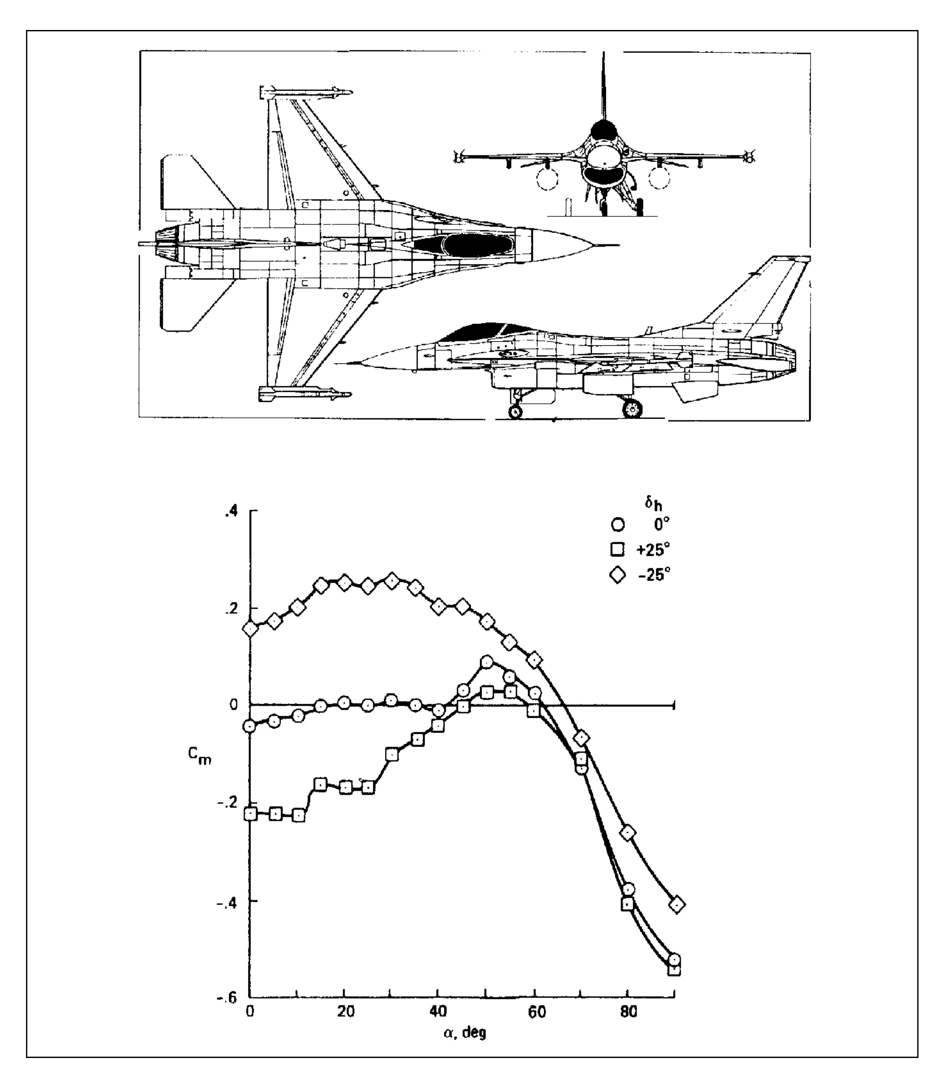
خلف مركز العزم الإيروديناميكي MAC، نقطة موازن ضبط مستقرة (stable trim point) عند زاوية هجوم تساوي 39 درجة، ولمسافة أبعد من منطقة الانهواء. وهذا مع تثبيت موازن ضبط الطائرة، وهي بحالة أنف إلى الأسفل، على 0,4 درجة.

ومع إضافة 15 درجة كاملة على دفة الرفع إلى أسفل كمحاولة للاسترداد، يبقى عزم الانقضاض (diving moment) غير كافٍ لاسترداد الطائرة (الشكل 14 ـ 5)



امتداد الجناح	جناح	ذيل أفقي	ذيل عمودي
	5.02	4.0	—
نسبة التحولة	0.507	0.469	0.493
السطح م²	21.51 (231.77)	5.02 (54.00)	34.48 (34.48)
التراجع 25 ٪	13	25	40
مقطع الجناح	64A109	64A008	64A010

الشكل 14 ـ 5 تغير معامل عزم التسلق (pitch) مع زاوية الهجوم للطائرة learjet طراز 23، كما تم اختبارها بمقياس حقيقي في النفق الهوائي 80 × 40 قدماً في الناسا آميس. يقع مركز الثقل على بعد 31.5 ٪ خلف مركز العزم الإيروديناميكي MAC وهناك نقطة موازن ضبط مستقرة عند زاوية هجوم تساوي 39 درجة. وهذا مع موازن ضبط كامل بأنف إلى أسفل. ترمز الدائرة إلى قلابات إلى أعلى، والمربع إلى قلابات إلى أسفل. بالإضافة إلى أن دفة العمق بزاوية كاملة إلى أسفل تكون غير كافية لاسترداد الطيران غير المستقر. (من: Soderman and Aiken, NASA TND-6573, 1971)



الشكل 14 ــ 6 تغير معامل عزم التسلق مع زاوية الهجوم لطائرة جينيرال دايناميكس F-16، مع زوايا سطح الذنب من الصفر إلى القيمة العظمى. حتى مع تحكم كامل أنف إلى أسفل (+25 درجة) هناك نقطة موازن ضبط مستقرة أو إمساك عند زاوية هجوم 60 درجة. (من: Nguyen, Ogburn, Gilbert, Kibler, Brown, and Deal, NASA TP-1538, 1979).

يمكن للطائرة جينيرال داينميكس F-16 أن تدخل في الانهواء العميق (الشكل 14 ـ 6). رغم أن هذه الطائرة F-16 تملك عصا تبديل يدوية خاصة لتجاوز التسلق (manual pitch override stick) تُعطي الطيار إمكانية تحريك كامل الذنب، وملغية الدحرجة وتوابع الاستقرار المتزايد. وهذا يتيح للطيار الانسحاب

خارج الانهواء العميق، في مرحلة تواجد اهتزازات تسلق متبقية (Anderson, Enevoldson, and Nguyen, 1983) . هنا ويذكر المختصون أعلاه ما يلي:

> **تلحظ تعليمات [دليل الطيران] إذا لم يتم تمييز زيادة في سلوك الطائرة (مع تحكم تسلق [أنف إلى أعلى] كامل)، فيجب على الطيار الانتظار 3 ثواني، ومن ثم تطبيق تحكم عكسي بالكامل (full reverse control) . وإذا لم يستمر الأنف بالانحدار إلى أسفل مع دفع العصا إلى الأمام بالكامل، ولكن يحصل العكس وتستمر بوضع أنف إلى أعلى، فيجب إرجاع العصا إلى الخلف بالكامل للاستمرار بتأرجح الطائرة. علماً أن دور اهتزاز التسلق يساوي تقريباً 3 ثواني، وقد وتم تحذير الطيارين بأن التحكم بوتيرة سريعة غير فعال.**

تحتاج طائرة F-16 ما مقداره 4 دورات تقريباً لإيقاف انهوائها العميق. وإن التخلص من التأرجح الحقيقي يكون صعباً إذا كانت الطائرة في اهتزاز دحرجي، لأن الدحرجة القاسية تحجب عزم تسلق (pitching) حركة الطائرة. هذا ويمكن إصلاح الانهواء العميق للطائرة F-16 في نهاية المطاف بزيادة 25 ٪ من الذنب الأفقي، وقد أدخل هذا التحسين في إنتاج الطائرات (Chambers, 2000) أيضاً.

كذلك فحصت طائرة النقل العسكرية ماك دونيل دوغلاس C-17 لإمكانية حصول انهواء عميق بسبب ذنبها ذي الشكل T. ومع ذلك، وعلى نقيض حالة الطائرة F-16، هناك، مخطط لتحديد تطور زاوية الهجوم (angle of attack limiter) يمنع الانهواءات العميقة في هذه الطائرة من الحدوث. ويمكن منع الانهواء العميق أيضاً بدفع قبضة التحكم من خلال تغلب الطيار على قوة الشد التي تؤدي إلى الانهواء مع استخدام قوة دفع معاكسة. وتم إلغاء هذه المقاربة بسبب الوثوقية، وبشكل خاص إمكانية حدوث عطل نقطة وحيدة (single point failure)، (Llopputaife, 1997) .

يرتبط النظام المُختار لمنع الانهواء العميق في الطائرة C-17 بزاوية الهجوم المقاسة مع تأمين تحذير سمعي أولي واهتزاز في قبضة التحكم عند أيّ تجاوز خفيف إلى حدّ زاوية الهجوم. فإذا استمرت زاوية الهجوم بالازدياد، أو إذا هوت السرعة الجوية بمعدل مفرط، يتم تشغيل نظام محدد زاوية الهجوم (attack limiter)، ويكون لنظام تحديد زاوية الهجوم حدّ توقيف قاسٍ.

من الميزات التصميمية الهامة لنظام مُحدد زاوية الهجوم في الطائرة C-17

هي المصفوفة المكونة من 6 حساسات عنفة اتجاه الجريان (vane flow direction sensors) المركبة على جسم الطائرة مع الاحتياطات اللازمة لتشغيل وإيقاف المُحدد بدون أن يسبب ذلك أية حالات عابرة غير مرغوبة أو انهواءات ثانوية. يسمح نظام مصفوفة الحساسات من التشغيل الصحيح تحت شروط الانزلاق الجانبي، التي تؤثر بشكل إنفرادي في قراءات العنفات، ومع الوفرة (redundancy) بمواجهة عطل أو عطب العنفة.

14 ـ 3 التأثير الأرضي The Ground Effect

لقد عرف منذ وقت ليس بالقليل أن التقارب للهبوط قريباً من الأرض يصحبه تغيرات جوهرية في خصائص الطائرة الإيروديناميكية.

جاء هذا في افتتاحية التقرير وكالة NACA أعده وتيمور (J. W. Wetmore) وتورنار الابن (L. I. Turner)، عام 1940. تعود نظرية التأثير الأرضي (ground effect theory) إلى تأريخ يراوح بين عامي 1922 و1924، ولأعمال كل من فايسيلسبيرغر (C. Wieselberger) في ألمانيا وغلوريه (H. Glauert) في بريطانيا. تظهر تأثيرات الاستقرار والتحكم لدى تقرب الطائرة للهبوط قريباً من الأرض بشكل أولي في التحكم الطولي وموازن الضبط. وتتطلب الطائرة التقليدية أو ذات الذنب في المؤخرة تحكماً طولياً بأنف إلى أعلى أكثر للحفاظ على زوايا هجوم خاصة، أو الانهواء، بالقرب من الأرض. وبطريقة مماثلة، يزيد وجود الأرض من كمية التحكم بأنف إلى أعلى المطلوبة لرفع العجلة الأمامية أثناء الإقلاعات الأرضية.

من المهم أن يُعامل إيرودياناميك نموذج الطائرة تحت الاختبار في قسم الاختبار المغلق في النفق الهوائي بنفس الطريقة التي تعامل بها الطائرة بكاملها لدى تقربها من الأرض، حيث يتم تمثيل حدود الجريان الصلب الذي تسببه جدران النفق الهوائي وتسببه الأرض تحت الطائرة نظرياً بصور للنموذج أو الطائرة التي فيها تلغي الجريانات السفلية والجانبية سرعات الجريان التي تعبر في الأحوال الاعتيادية الحدود الصلبة.

تكون حالة التأثير الأرضي إجمالاً بسيطة، حيث يعمل نظام الصورة الواحدة على الإلغاء بالضبط. والصورة المطلوبة هي صورة بالمرآة للطائرة، وتؤخذ الأرض نفسها كسطح مرآة. من ناحية أخرى، سلسلة أخرى لانهائية من

الصور في جدران قسم الاختبار المغلق في النفق الهوائي تكون مطلوبة. وبالطبع يتم إهمال الصور الأكثر بعداً من أجل الحسابات العملية.

تُنقل طريقة الصورة بالمرآة الممثلة للتأثير الأرضي إلى الحسابات الإيرودياميكية الحديثة المطبقة على الاستقرار والتحكم، ومنها نماذج شبكة الدوامة التي تعطي قيمة التأثير الأرضي في التحكم الطولي وموازن الضبط، عندما يتم إضافة نظام صورة دوامة الشبكة إلى شبكة الهيكل الأساسي. وكان هذا التطبيق قد تم استخدامه في تخمين قيمة التأثير في تصميم طائرة حديثة بدون ذنب.

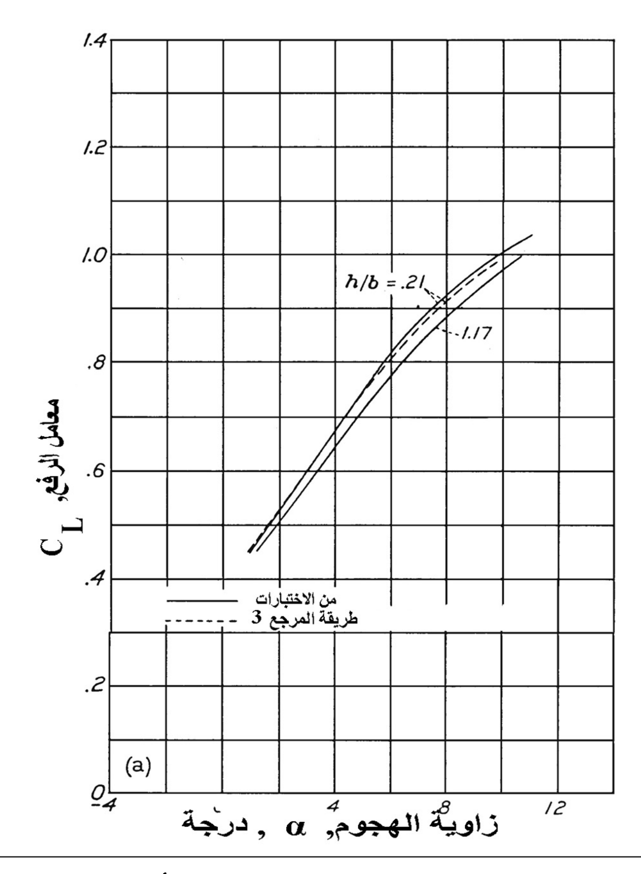
وعلى النقيض من نظرية التأثير الأرضي المعروفة والنمذجة الرياضية المعتمدة عموماً، فإن قياسات التأثير الأرضي في النفق الهوائي وفي اختبارات الطيران ليست مرضية تماماً. ولو كانت اختبارات النماذج الجديدة في النفق الهوائي ذي السرعات الواطئة قد موّلت بشكل جيد لتضمّنت بضعة اختبارات التأثير الأرضي، وكان بالإمكان اعتماد لوح لتوسيع المسافة أمام النموذج وخلفه في النفق الهوائي لتمثيل الأرضي. وإجراء فحوص تسلق/انحدار مع وجود اللوح الممثل للأرض وعدم وجوده لإعطاء قيمة التأثير الأرضي المطلوب وتغيره أثناء الرفع (lift)، والكبح (drag) وعزوم زوايا الرفع (pitching moments).

هنالك مشكلتان رئيسيتان تعترضان اختيارات التأثير الأرضي في نماذج في النفق الهوائي، بالإضافة إلى فروقات رقم رينولدز (Reynolds number) بين النموذج المختبر والطائرة الحقيقية. فإن وضع اللوح في النفق يعيق سريان الهواء، ويسبّب جرياناً عرضياً غير مرغوب فيه، وتأثيرات طفو تربك القياسات. أيضاً، تتكون طبقة سريان حدية (boundary layer) على الحافة المتقدمة للوح وإلى الداخل. وليس هنالك من مثيل لهذه الطبقة في الهبوط أو الإقلاع الحقيقيين. وبالإمكان تقليل قيمة طبقة السريان الحدية على اللوح من خلال الامتصاص (bleeding) أو باستخدام حزام متحرك بدلاً من اللوح الثابت، وكذلك، يتوجب طرح قيمة إعاقة اللوح لسريان الهواء (blockage effect) من البيانات الممثلة للتأثير الأرضي.

ومع ذلك، تبقى اختبارات الطيران لحساب التأثير الأرضي صعبة على حدّ سواء إذا ما تطلّب قياس الزيادة الحقيقية في الرفع وفي زوايا التحكم لموازن الضبط وليس لمجرد معرفة أن للطائرة تحكماً مرضياً بوجود التأثير الأرضي. والصعوبة طبعاً تكمن في إجراء القياسات مع المحافظة على طيران مستقر في زوايا هجوم مختلفة فيما تحلق الطائرة بضعة إنشات عن الأرض وعجلاتها مدلاة.



الطائرة الشراعية فرانكلين PS-2, يتم جرها بسيارة لاختبارات التأثير الأرضي



الشكل 14 ـ 7 معامل الرفع ضد زاوية الهجوم عند مسافتين من الأرض، تم قياسها من الطائرة الشراعية فرانكلين PS-2 المسحوبة خلف سيارة (من: Wetmore and Turner, NACA Rept. 695, 1940).

لقد كان عمل وتيمور وتيرنر (wetmore and Turner)، عام 1940 الذي استشهد به في بداية هذا الفصل نموذجاً ذكياً لتصميم اختبار طيران. وتم حل

مشكلة تحقيق طيران مستقر بالقرب من الأرض يأخذ قياسات التأثير الأرضي من على طائرة شراعية يتم جرها وراء سيارة (الشكل 14 ـ 7). ولعل هواة السيارات سيتمتعون لرؤية صورة السيارة الساحبة العائدة إلى NACA، التي يبدو أنها شيفرولية تم إعطاؤها شكلاً انسيابياً لتشبه السيارة كرايسلر سيدان. ولقد حافظ الطيار على الارتفاع المفروض للطائرة الشراعية فوق الأرض بالتسديد على أهداف مرئية مركبة على السيارة.

ربما، يمكن المحافظة على الطيران المستقر قرب الأرض لاختبارات تأثير الأرض باستخدام حلقات الطيار الآلي (autopilot loops) المغلقة حول إشارات تحديد الارتفاع (height-finding signals)، كالتي يعطيها رادار الارتفاع. وبطريقة مماثلة، يوجد لدى الناسا نموذج إطلاق في حقل لانغلي يمكن من خلاله الحصول على بيانات التأثير الأرضي بدون مشاكل اللوحة الأرضية في النفق الهوائي. ويمكن لجهاز لانغلي أيضاً محاكاة أي تأثيرات إيروديناميكية غير مستقرة والتي قد تكون مؤثرة. ذلك، أن الهبوطات الحقيقة هي إحداث ديناميكية تقترب فيها الطائرة من الأرض وتهبط في زمن يمكن أن يكون قصيراً مقارنةً بالوقت المطلوب لتكون الجريانات المستقرة. عموماً، أظهرت حسابات شبكة الدوامات المحدودة أن التأثيرات الديناميكية تُسبّب زيادة في الرفع وفي عزم الرفع نتيجة التأثير الأرضي، مقارنةً بشروط الحالة المستقرة.

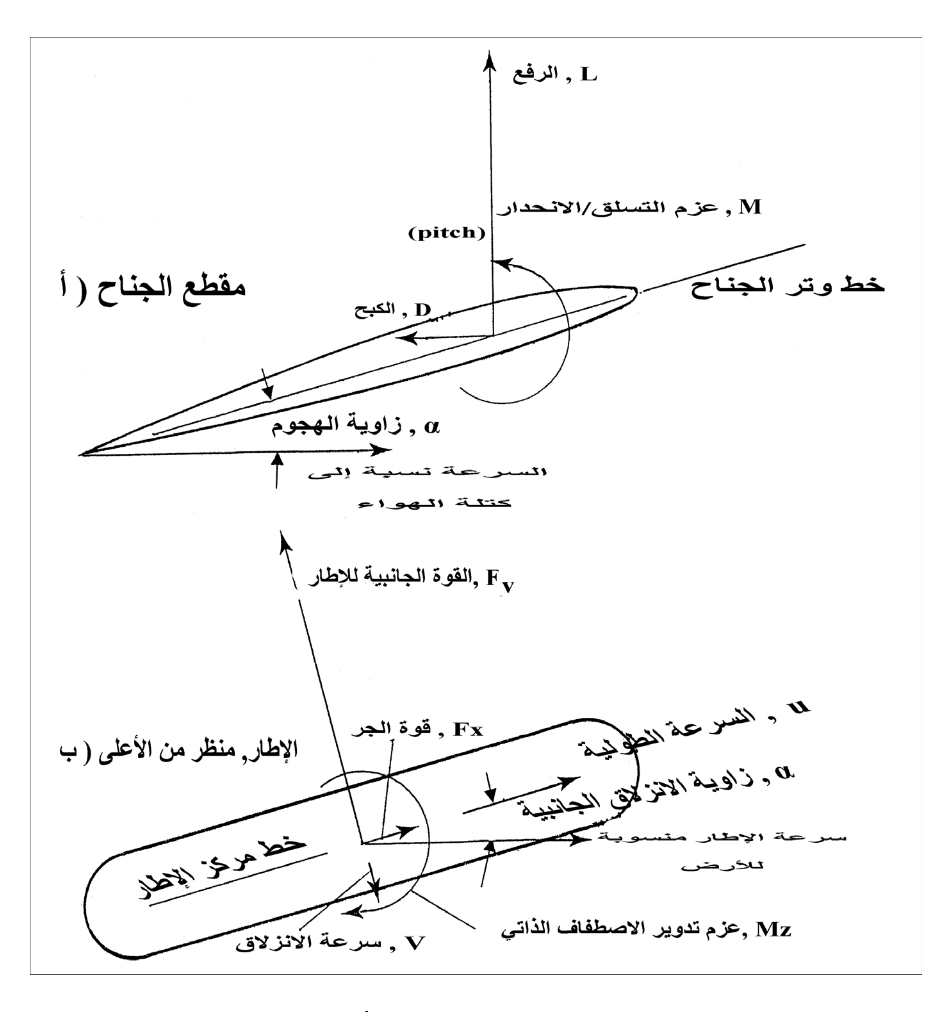
14 ـ 4 الاستقرار الاتجاهي والتحكم في الدرج على المدرج Directional Stability and Control in Ground Rolls

يملك نظام عجلات الهبوط الثلاثية في الطائرة الخفيفة عجلات رئيسية تقع خلف مركز الثقل ونظام عجلة قابل للتوجيه، أو يدور بحرية، هو العجلة الأنفية التي تقع أمام مركز الثقل. ولقد وضع هذا الترتيب الذي اخترعه وجربه فريد ويك (Frad C. Weick) عام 1936، نهاية للأنشوطة الأرضية[*]. والأنشوطة الأرضية هي حالة انعراج سريعة تنحرف بالطائرة بعيداً عن اتجاه مدرج الهبوط. وتعتبر مشكلة من مشاكل نظام عجلة الهبوط الذنبية، الذي

(*) الأنشوطة الأرضية أو (ground loop) هي حالة انقلاب الطائرة على أنفها عند الفرملة أو بسبب تأثيرات ديناميكية في امتداد المحور الطولي للطائرة، أو انحراف الطائرة لفعل اتجاه الريح المقاطع للمدرجة بعيداً عنها. وهي من مشاكل الطائرة ذات العجلة الخلفية.

استمر مستخدماً من قبل بعض المصممين لعدة سنوات بعد اختراع ويك.

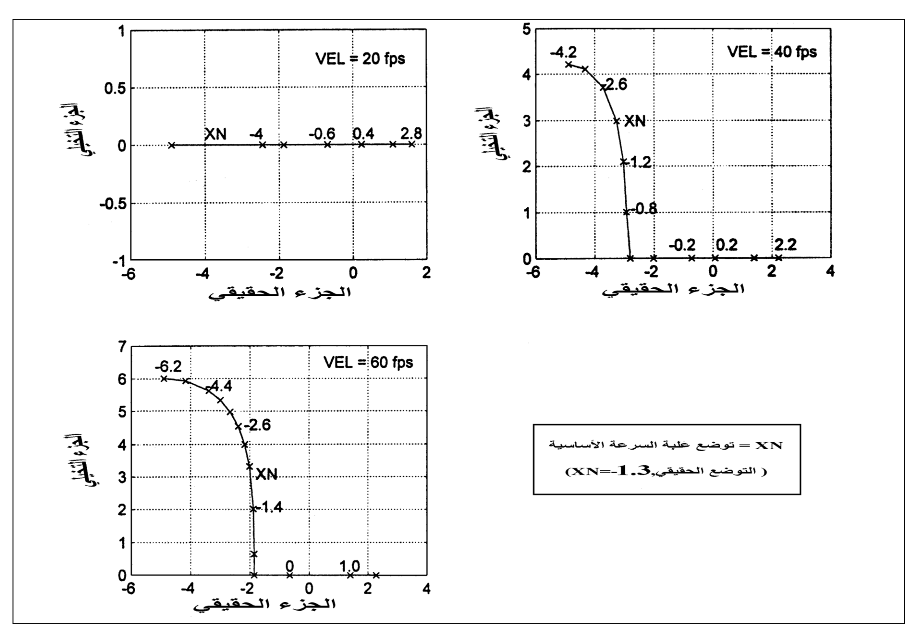
إن الآلية الفيزيائية التي من خلالها تبني العجلات الرئيسية لنظام عجلات الهبوط الثلاثي استقراراً في الاتجاه خلال الدرج تم شرحها في مقالة ويك عام 1936. وعلى أية حال، من الممكن نمذجة إجرائية الدرج رياضياً بنفس طريقة نمذجة ديناميكيات الطيران (Abzug, 1999). حيث يُنتج النموذج إما قيم الدرج الخاصة، أو جذور الاضطرابات الصغيرة، أو المعادلات اللاخطية بست درجات حرية، المناسبة للتحليل العابر (transient analysis).



الشكل 14 ـ 8 العزوم والقوى الفاعلة في مقاطع الجناح (أ) وفي دوران الإطارات (ب) (من: Abzug, 1999).

إن مفاتيح النمذجة الرياضية للدرج الأرضي هي نماذج القوى والعزوم المطبقة على جسم الطائرة من خلال تماس الإطارات مع الأرض، ومن خلال مخمد دعامات نظام الهبوط (landing gear oleostruts)، وكلاهما متوفر في أدبيات بحوث الآليات والطيران.

وهناك تماثل مثير بين القوى والعزوم المؤثرة في مقاطع الجناح وفي الإطارات، كما هو مبيّن في الشكل 14 ـ 8، حيث تُظهر القوة الجانبية للإطار علاقة خطية، تصل إلى الانهواء، مع زاوية الانزلاق الجانبية للإطار، وهو نوع من منحني رفع الإطار. ويتم استخدام ميل منحني الرفع للإطار مع زاوية الانزلاق لتوليد مشتقات استقرار الإطار، التي يتم إضافتها إلى الاضطرابات الصغيرة لمعادلات الحركة للطائرة الطبيعية لإنتاج القيم الخاصة للدرج الأرضي.



الشكل 14 ـ 9 القيم الخاصة للدرج الأرضي للطائرة سيسنا 182 عند 3 سرعات (Abzug, 1999).

في الشكل 14 ـ 9 تم حساب القيم الخاصة لدرج الطائرة سيسنا 182 عند ثلاث سرعات، كتابع للمسافة الطولية بين العجلة الرئيسية ومركز الثقل. وتشير القيم الخاصة الموجبة إلى أن عدم الاستقرار الاتجاهي، يحصل في توضعات العجلة الرئيسية أمام مركز الثقل تماماً.

يمكن تطبيق التحليل الخطي للدرج الأرضي على الطائرات الكبيرة التي تملك ترتيبات عجلات معقدة وقيادة هيدروليكية للعجلات الأنفية، مع أقل ضمان للنتائج المرجوة. في تلك الحالات، يمكن للتحليل الخطي أن يُظهر محاولات المعالجة الأرضية، لكن يجب أن يحتسب المرء لتحليل كامل لا خطي بست درجات حرية، متضمناً قوى الإطارات. وكان مركز بحوث لانغلي في الناسا قد قام بتنفيذ تحليل موسع ومحاكاة للدرج الأرضي على طائرة التدريب بوينغ T-45 لصالح سلاح البحرية (Chambers 2000). وقد أمكن باستخدام نماذج ديناميكية مناسبة للإطار ومع إدراج سلوك درج الطائرة، فقد تم إعادة توليد اهتزاز الانعراج المُحَرّض من قبل الطيار.

14 ـ 5 الذنب V أو شكل الفراشة Vee-or Butterfly Tails

الذنب V أو ذنب الفراشة هو عبارة عن جناح بزاوية ثنائية موجبة كبيرة. وإذا تم بناء الذنب V بزاوية ثنائية سالبة، فسوف يدعى الذنب V المعكوس أو (anhedral) ولقد استخدمت الأذناب أو V المعكوسة بدلاً من الأذناب الأفقية والعمودية العادية، باستبدال ثلاثة سطوح بإثنين. والطائرة بيتش كرافت بونانزا 35 ذات الذنب V قد شاهدها معظم الناس، فقد صنع أكثر من 12000 طائرة منها، وأن تركيب الذنب V المبكر جداً قد تم تنفيذه من قبل رودليكي (Rudlicki) في عام 1931 (الشكل 14 ـ 10).

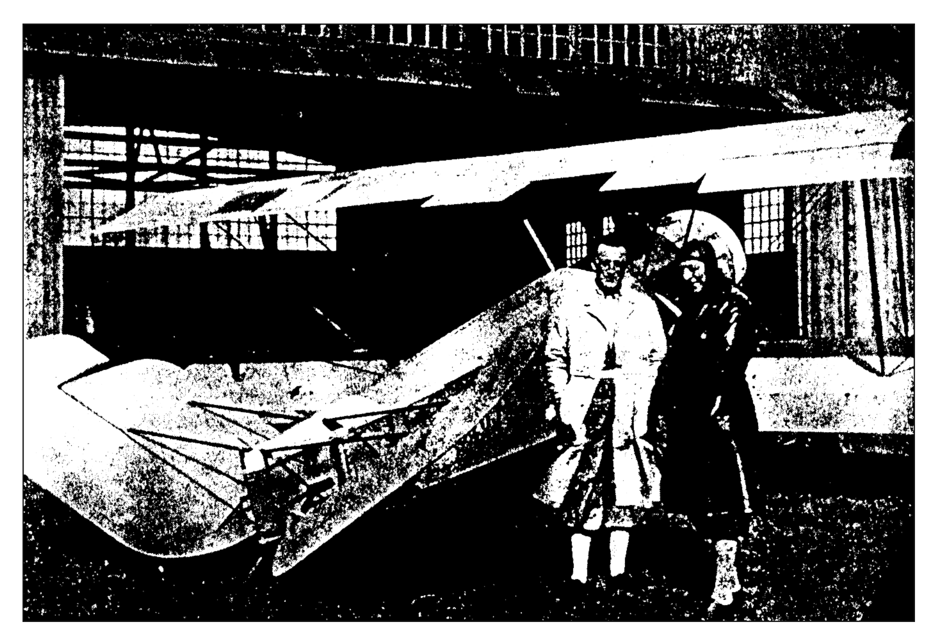
لماذا الذنب V؟ إن الميزة الواضحة هي تقليص سطوح الذنب واحد في الأقل، على افتراض أن الذنب الأفقي يبنى من نصفين. وهذا يعني أيضاً تداخل كبح أقل عند تقاطع جسم ـ ذنب. والفوائد الممكنة الأخرى تتعلق بالتكوين. من ناحية أخرى يحمي الذنب V المقلوب للطائرة جينيرال أتوميك غنات (General Atomics 750) تصميم المروحة الدافعة، ويخدم كماصّ للصدمات في الهبوطات بذنب إلى الأسفل (الشكل 14 ـ 11).

تنحرف كامل سطوح الذنب V، أو القلابات الموجودة على حوافه الخلفية، بشكل متناظر من أجل التحكم بزاوية الرفع وبشكل غير متناظر، أي، بزوايا متساوية ومتعاكسة، من أجل التحكم بالانعراج. وهناك عزم دحرجة صغير يتولد في الحالة غيرالمتناظرة. ويكون عزم الدحرجة معاكساً في الذنب V ذي الزاوية الثنائية الموجبة، وفق المعنى التالي: للتغلب على الانعراج المعاكس يتم

تطبيق دفة الاتجاه اليمنى (right rudder) مع عزم الانعراج من قبل الطيار البشري أو الآلي خلال حركة الدحرجة إلى اليمين.

إلا أنه في حالة الذنب V بزاوية ثنائية موجبة، يتولد عزم الدحرجة إلى اليسار من خلال انحراف دفة الاتجاه إلى اليمين بشكل يعاكس حركة دفة الدحرجة (aileron) وطبعاً، ينعكس هذا التأثير في الذنب V المقلوب حيث تصاحب عزوم الدحرجة المواتية انحراف دفة الاتجاه أثناء الدحرجة.

يلعب الذنب V المقلوب (زاوية ثنائية سالبة) دوراً هاماً في إبطال التسلق إلى أعلى (pitchup) في الطائرات ذات الأجنحة المتراجعة عند أرقام ماخ تحت الصوتية العالية. ومع أنها ليست مقلوبة تماماً، إلا أن بعض أنواع الأذناب V سالبة الزاوية الثنائية موجودة في بعض الطائرات مثل فانتوم F-4، (McDonnell Douglass F-4 Phantom) والطائرة الفرنسية الفاجيت /DassultLBreguetL) . Dornier Alpha Jet)



الشكل 14 ـ 10 المهندس البولوني جورج رودليكي (إلى اليسار) مع طيار الاختبار سزوبزيفيسكسي (W. Szubczewski) أمام الطائرة ثنائية الجناح هانريوت (Hanriot 14) المزودة بتصميم ذنب V في عام 1932. تم اختبار هذا التكوين بنجاح من قبل سزوبزيفيسكسي وطيارين آخرين (من : Aircraft Engineering, March 1932).

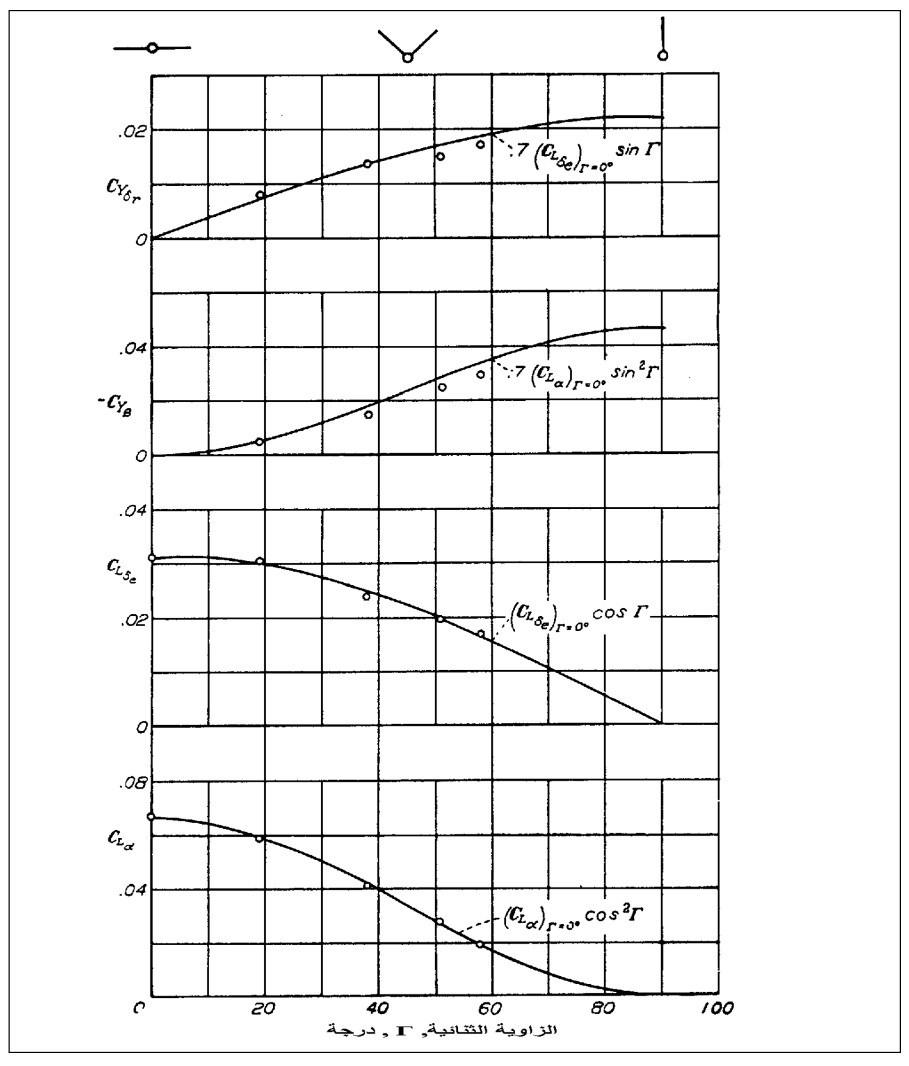


الشكل 14 ـ 11 طائرة بذنب V مقلوب، هي أمبر (Amber)، سلف الطائرة المسيرة (UAV) جينيرال أتوميك غنات (General Atomic Gnat-750)، التي استخدمت عام 1994 بمهمة استطلاعية فوق البوسنا (من شركة الأنظمة الرائدة Leading Systems, Inc).

نظر الأستاذ رونالد ستيرمان (Ronald O. Stearman) في انهواء الذنب V نتيجة الانزلاقات الجانبية عند تقدم مركز الثقل إلى أمام، على اعتبار أنه السبب المحتمل لمعدل حوادث تحطم الطائرة بيتش طراز 35 ذات الذنب V؛ فقد فاق معدل حوادث هذا الطراز سبع مرات حوادث الطراز 33 من نفس الطائرة، ولكن بذنب تقليدي. لقد أظهرت اختبارات ستيرمان (عام 1986) أن مجموعة الذنب V يمكن أن تنهوي مسببة تجاوزاً في رفع أنف الطائرة (طراز 35) عند زاوية انزلاق تراوح بين 10 و12 درجة. وقد فشلت اختبارات الطيران الفعلية التي أجريت على الطائرة بيتش في تكرار نتائج ستيرمان. وهكذا، بقيت مشكلة انهواء الذنب V في طائرة بيتش مشكلة كامنة حفزت التفكير باتجاه جعل سطوح الذنب ضخمة لتقليص زوايا الهجوم عليه، عند الحاجة إلى توليد حمولات مطلوبة.

لقد قدر حجم الذنب V المطلوب والزوايا الثنائية الخاصة بتصميمة بشكل حاسم من قبل بول بورسر وجون كامبل (Paul E. Purser and John P. Campbell) عام 1945، ومن خلال تقارب ساذج للمشكلة يأخذ المناطق المعرضة من سطح الذنب V، في المخطط وفي المناظر الجانبية واعتبارها ذات

تأثير مشابه للمساحات الأفقية والعمودية على التتالي. هذا وتعاملت طريقة بورسر ـ كامبيل مع حمولة مجموعة الذنب الفعلية، مع الأخذ بالاعتبار بقية التداخلات، واستنبطت الأبعاد المثلثية لزوايا الهجوم والقوة. وبذلك، وفر بورسر وكامبيل التحقق التجريبي المقنع لنظريتهما في الذنب ـ V باستخدام بيانات اختبار النفق الهوائي (الشكل 14 ـ 12).



الشكل 14 ـ 12 التحقق التجريبي (الدوائر الصغيرة) لنظرية بورسر/ كامبيل في الذنب V . رسمت مساهمات معزولة لاستقرار وتحكم الذنب مقابل زاوية الذنب الثنائية (من : Purser and Campbell, NACA Rept. 823, 1945).

14 ـ 6 طنين سطح التحكم **Control Surface Buzz**

إن طنين سطح التحكم هو إلى حدٍّ بعيد، رفرفة بدرجة حرية واحدة. وهو بذلك ليس ضمن مجال الاستقرار والتحكم، إلا أن علاجه يؤثر في القدرة على التحكم. أول طنين تمّت مصادفته كان أثناء انقضاضات الطائرة شوتينغ ستار (Lockheed P-80 Shooting Stas) حيث تحدث الطيارون عن ارتجاف وتذبذب جانبي عالي التردد في عصا القيادة. ولقد استثنيت الرفرة العادية في تفسير هذا الارتجاف عندما أظهرت الحسابات ترافقاً معقولاً بين رفرفة دفتي الدحرجة والجناح، باعتبار أن جناح هذه الطائرة من النوع الصلب وذي مطيار سماكة 13٪ من سلسلة NACA-65، وإن دفتي الدحرجة مصممتان بموازن كتلوي. علاوة على ذلك، كانت قوة تردد الاهتزاز أعلى مما يمكن توقعه من الأنمطة الهيكلية.

تبيّن من مجمل الدراسات أن سبب الارتجاف يعود إلى نمط دفة الدحرجة وحدها، وليس له علاقة بانحناء الجناح أو فتله على الإطلاق.

وفي أرقام ماخ المتزايدة حيث تكون الصدمات (shocks) الطبيعية على الجناح عمودية على الجسم وقريبة من خط مفصل دفة الدحرجة (aileron hinge line) تترابط منطقة الصدم مع انحراف الدفة لتوليد حركة الطنين هذه.

علاوة على ذلك، يسبب انحراف الحافة الخلفية لدفة الدحرجة إلى أعلى تغيرات في جريان الحقل (field flow) مما يولّد عزم مفصل نسبي إلى الأسفل على الحافة الخلفية للدفة، مبتدأ الدفة بالتحرك إلى أسفل. ثم، وبصورة مباغته تغلب مواقع موجة الصدم على السطحين العلوي والسفلي للدفة. وبذلك تكتمل الدورة.

تلعب مرونة نظام التحكم دوراً واضحاً في طنين دفة الدحرجة، وذلك بالسماح لانحراف الدفة بشكل متناظر، أو مُزاح، فتمنع بذلك الطنين من خلال تقييد الدفة من الدوران المتناظر. هذا ويقع سطح تحكم الطائرة F-80، والمدفوع بإسطوانة ثقيلة، على المحور المركزي للطائرة. وعليه، فإن مرونة نظام التحكم بدءاً من محور الطائرة إلى دفات الدحرجة كافية لإحداث الطنين.

يتحدد علاج عقدة الطنين في الطائرة P-80 والطائرات اللاحقة، التي تحتوي على مشغلات (actuators) لدفة الدحرجة في محور الطائرة المركزي، باستخدام مخمدات هيدروليكية تركب عند مفصل كل دفة. ويكون التخميد متناسباً مع السرعة الزاوية لسطح التحكم التي تكون عالية خلال الطنين عالي

التردد، ولكنها تكون أوطأ خلال حركات العصا الطبيعية. وتختار مخمدات الطنين بحجم ملائم فلا تتداخل مع قابلية التحكم الجانبي. هذا وتحتوي الطائرات النفاثة الحديثة على مخمدات هيدروليكية لا ردّية متوضعة عند كل دفة. وبذلك تصبح إمكانية حصول طنين في مثل هذا الترتيب غير واردة.

لقد كان طنين سطح التحكم يشكل مشكلة بالنسبة إلى دفة التوجيه (rudder) في نوعين من طائرات الخمسينيات النفاثة هما نموذج أخير للطائرة سابر (North American F-86 Sabre)، والطائرة سكاي هوك (Douglas A4D Skyhawk) وقد استخدمت كلتا الطائرتين دفات توجيه مزودة بلوحة فصل (splitter - plate) تسمى الشرغوف (tadpole) للتغلب على الطنين. ولا تكون سطوح التحكم في لوحتي الفصل مغطاة ابتداءً من منتصف وتر الدفة حتى حافتها الخفية، ومزودة بحمولة من وسط اللوحة.

وعادة تستقر الصدمة الطبيعية التي تكوّن الحركة فيها إلى الأمام والخلف حتى تصبح مركزية مع طنين سطح التحكم. وهنالك علاج آخر إيروديناميكي لطنين سطح التحكم يتعلق بإضافة مولدات دوامة (vortex generators) أمام خط مفصل سطح التحكم تماماً.

14 ـ 7 قفل دفة الاتجاه والزعانف الظهرية Rudder Lock and Dorsal Fins

تقفل دفة الاتجاه في زاوية انزلاق جانبي كبيرة عندما تدفع عزوم المفصل الإيروديناميكية المعكوسة لدفة الاتجاه الدفة حتى توقفها. وتستمر الطائرة نتيجة ذلك بطيران منزلق جانبياً مع بقاء دعسات دفة التوجيه بوضعية حرة، حتى يجبر الطيار دفة الاتجاه للعودة إلى المنتصف أو التخلص من الانزلاق باستخدام دفات الدحرجة. ويمكن لعزوم المفصل الإيروديناميكية دفع دفة الاتجاه ضد سدة التوقف بشكل آمن كتحدٍ لجهود الطيار في إعادة العصا إلى المنتصف. عندئذٍ يصبح الاسترداد بالدحرجة أو بتخفيض السرعة هما الخياران الوحيدان.

شيئان يجب أن يحصلا قبل أن تصبح الطائرة مرشحة لانقفال دفة الاتجاه. يجب أن يكون الاستقرار الاتجاهي منخفضاً عند زوايا الانزلاق الكبيرة، وتكون قوة التحكم بدفة الاتجاه كبيرة. كما يحدد الحجم النسبي لجسم الطائرة والذنب العمودي المستوى العام للاستقرار الاتجاهي، حيث ينخفض الاستقرار الاتجاهي عند زوايا الانزلاق الكبيرة عندما تنهوي الزعنفة. وتعتمد زاوية الانزلاق أو زاوية

هجوم الزعنفة (مع الأخذ بالاعتبار الجريان الجانبي) التي عندها تنهوي الزعنفة على نسبة وجاهة الزعنفة. لسوء الحظ فإن، الزعانف الطويلة، والكفوءة وذات نسبة الوجاهة العالية تنهوي عند زوايا هجوم منخفضة للزعنفة. وكقاعدة عامة، يحدث انهواء الزعنفة عند زوايا انزلاق حوالى 15 درجة.

وعلى خلاف الأجنحة الطبيعية، التي يكون الرفع فيها متناسباً مع زاوية الهجوم حتى نقطة قريبة من الانهواء، فإن رفع الأجنحة المستطيلة ذات نسب الوجاهة المنخفضة كثيراً يكون متناسباً مع مربع زاوية الهجوم (Bollay, 1937). ولا يتولد إلا قليل من الرفع في مدى منخفض كثيراً من زاوية الهجوم. وعلى أية حال، تزداد زاوية الهجوم بشكل كبير في الانهواء لتصل إلى زوايا عالية قد تساوي 45 درجة.

وهذا يعني أن تصميم الذنب العمودي من جزئين يوفر طريقة كفوءة لتجنب الفقد في الاستقرار الاتجاهي عند زوايا الانزلاق العالية وعند قفل دفة الاتجاه. فإن الجزء الأول من الذنب له نسبة الوجاهة العالية، التي يمكن أن توفر اتجاهية صلبة في نظام الطيران الطبيعي بزوايا انزلاق منخفضة، كما يُعطي تخامد اهتزاز هولندي جيد مع إلغاء زاوية الانعراج المعاكسة الناتجة من دفة الدحرجة. والجزء الآخر من الذنب العمودي له نسبة وجاهة منخفضة، مع حافة حادة بدرجة معقولة، التي لا تتحمل إلا حمولة رفع قليلة جداً في نظام الطيران الطبيعي. وعلى أية حال، عند زاوية انزلاق حيث تنهوي عناصر الزعنفة ذات نسبة الوجاهة العالية، يمكن للزعنفة الظهرية (الجزء الثاني من الذنب العمودي) أن تصبح سطحَ رفع قوي، في الحفاظ على الاستقرار الاتجاهي.

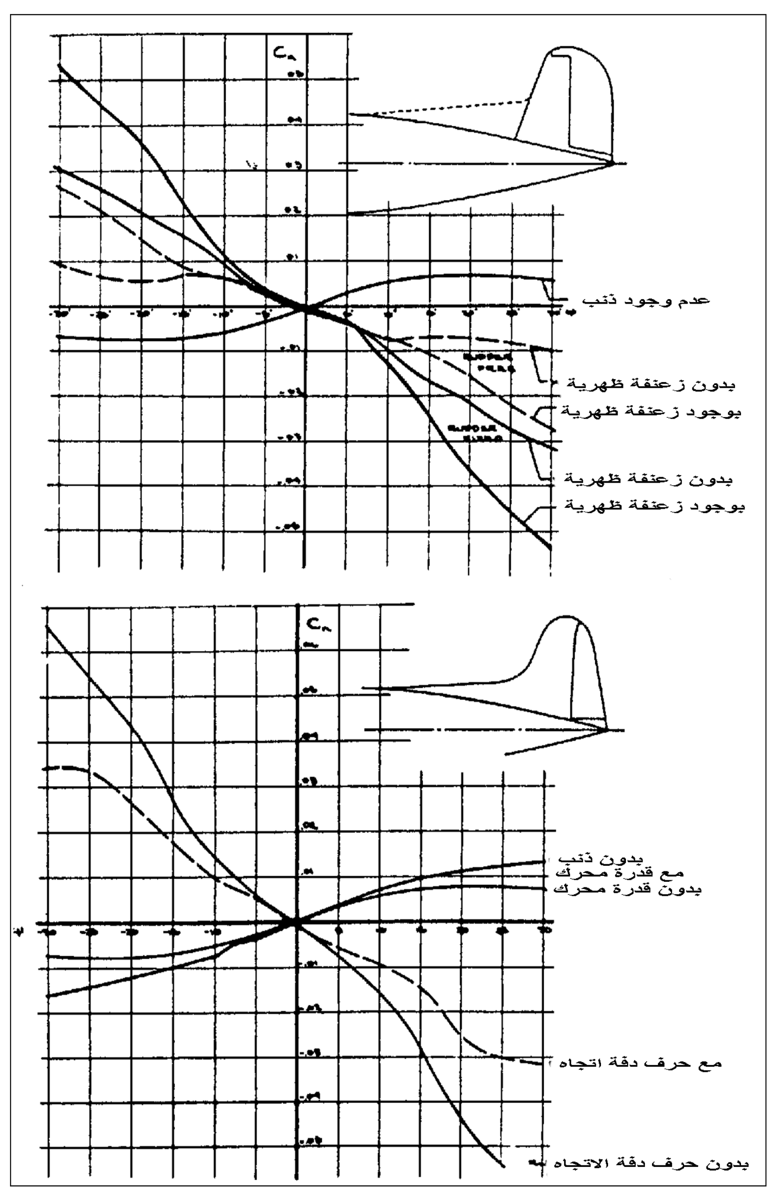
بالعودة إلى دور دفة التوجيه، تكون الأسطح الكبيرة لدفة التوجيه والتحكم بقدرة المحرك ضرورية في أجل الطائرات ذات المحركين المحمولين على الأجنحة، وفي حال تَعَطّل أحد المحركين عند السرعات المنخفضة، وهذه حقيقة تصل خاصة في الطائرات ذات الدفع المروحي، حيث يكون دفع المروحة مع عتلة الوقود في أعلى مراتبها عند السرعات المنخفضة، وتكون المحركات المحمولة على الأجنحة بعيدة أكثر عن محور الجسم منها في المحركات النفاثة، وذلك لتأمين مسافة بين الجسم والمروحة. ويذكر أن قفل دفة الاتجاه قد حصل في طائرة بأربعة محركات بدلاً من محركين هي الطائرة بوينغ ستراتولاينر (Boing Stratoliner model 307) ذات الذنب العمودي الكبير الأساسي. وقد حدث هذا أثناء حركة انهيار حلزونية غير متعمدة؛ فقد أورد وليام كوك (عام 1992):

في عرض طيران لشركتي KLM وTWA، طبق طيار شركة KLM دفة اتجاه عند سرعة بطيئة. قفلت عندها دفة الاتجاه بشكل كامل أثناء الحركة الحلزونية، وكانت قوى التحكم المطبقة على الدفة كبيرة جداً [لإعادتها للمنتصف]. ولقد أظهرت اختبارات النفق الهوائي أن زعنفة ظهرية طويلة تمنع قفل دفة الاتجاه. هذا وأضيف مخدم هيدروليكي على دفة الاتجاه بعد هذه الحادثة.

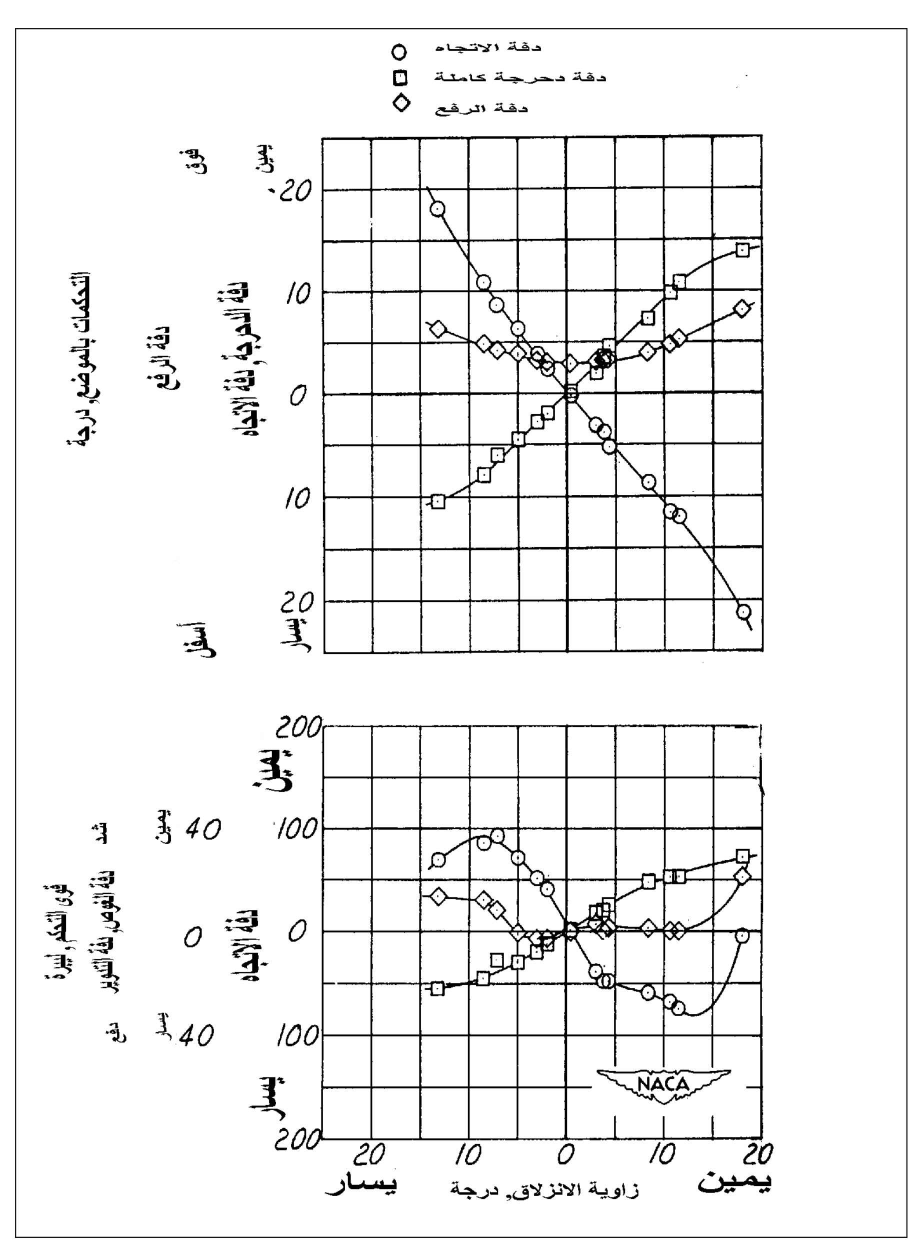
ولقد صححت المشكلة تماماً بإضافة زعنفة ظهرية (dorsal fin) للطائرة ستراتولاينر، وبتخفيض سطح دفة الاتجاه (الشكل 14 ـ 13) (Schairer, 1941). لقد علق جورج شيرار مؤخراً بأنه كان غافلاً عن المخترع الحقيقي للزعانف الظهرية، لكن عضواً من كوادر النفق الهوائي «10 قدم» في GALCIT كان قد ركب واحدة خلال الاختبارات على إحدى طائرات دوغلاس. ولقد ظهرت الزعانف الظهرية الصغيرة مبكراً قبل الطائرة ستراتولاينر، لاسيما على الطائرة دوغلاس DC-3، في أول إنتاج لها عام 1935، وعلى الطائرة دوغلاس DC-4، الذي كان أول طيران لها عام 1938.

على الرغم من تركيب الزعنفة الظهرية على الطائرة دوغلاس DC-3، فما زالت دفة اتجاه هذه الطائرة خاضعة للقفل في جميع التكوينات مع محرك مشتغل (الشكل 14 ـ 14). ولقد قاد جون هاربير (John A. Harper) الطائرة C-47B العائدة إلى سلاح الجو الأمريكي، وهي النسخة العسكرية للطائرة DC-3، في اختبارات جودة الطيران في NACA عام 1950. ولقد خَمّن هاربير فيما بعد أن قفل دفة الاتجاه ربما ساهم في حوادث الطائرة DC-3 المحيرة والناتجة من توقف أحد المحركين، متبوع بانهواء، ثم بانهيار، ثم بحركة حلزونية. وفي هذه الحوادث الغريبة، انهارت الطائرة بجهة المحرك المشتغل، عكس ما كان متوقعاً. ويعتقد هاربير بأن قفل دفة الاتجاه وقوى دواسة عالية طبقت من أجل الاسترداد كان يمكن أن يحدث إذا تجاوز الطيار نظام التحكم مع دفة الاتجاه للدوران باتجاه المحرك الحي.

لقد كان الشك في قفل دفة الاتجاه يخامر العاملين في طائرات بوينغ 707 الأولى، والتي كانت دفة الاتجاه فيها تعمل يدوياً بمساعدة جنيحات نابضية (spring tabs) وموازنات إيروديناميكية داخلية. وقد أبلغ في اختبار سلاح الجو على طائرة التزود بالوقود طراز XC-135 عن قفل دفة الاتجاه، وعن تحطم طائرة الخطوط الجوية الأميركية على جزيرة لونغ أيلند لأسباب عزيت إلى قفل دفة الاتجاه. وكنتيجة لذلك، فقد تم تزويد دفات التوجيه في سلسلة طائرات بوينغ 707 وKC-135 بأنظمة قدرة هيدروليكية.



الشكل 14 ـ 13 تغيرات معامل عزم الانعراج مع زاوية الانزلاق للطائرة بوينغ ستراتولاينر بوجود ذنبها العمودي الأصلي (أعلى) ومع الذنب المُنقح والزعنفة الظهرية (أسفل). حالات دفة الاتجاه الحرة مُبينة بالخطوط المتقطعة. مع الذنب الأصلي، يصبح عزم الانعراج المعاكس العائد لدفات الدحرجة في مستوى منخفض من عزم الاسترداد عند زوايا انزلاق جانبية كبيرة، مع وجود، قفل لدفة الاتجاه. (من: G. S. Schairer, *Journal of Aerospace Science and Technologies*, May 1941).



الشكل 14 ــ 14 القفل الأولي على الطائرة .DC-3 وقد ذهبت قوة دفة الاتجاه إلى الصفر عند زاوية انزلاق مقدارها 18 درجة إلى اليمين. وكانت زاوية دفة الاتجاه 21 درجة فقط إلى اليسار، مع 9 درجات انحراف تكون متاحة قبل الوصول إلى سدة توقف الدفة عند 30 درجة. تقفل الدفة أكثر عند انحراف أوسع وزوايا انزلاق، ولكن لم تصل هذه في هذه السلسلة من الاختبار بسبب اهتزاز الطائرة الثقيلة (من : Assadourian and Harper, NACA TN 3088, 1953).

بالإضافة إلى الحاجة إلى سطح دفة اتجاه كبيرة في حالة عطل أحد المحركات في الطائرات متعددة المحركات، تكون السطوح الكبيرة للدفات ضرورية لمعالجة واسترداد الانهيار والدخول في الحركة الحلزونية في طائرات المناورة العالية، وللتَعَامُل مع رياح عرضية قوية في الطائرات التي تستخدم مع مطارات بمهبط وحيد وكذلك في الطائرات الشراعية، لمواجهة زاوية انعراج مضادة ناتجة من دفة الدحرجة، باعتبار أن الطائرات الشراعية تملك مواجهة خاصة لمشكلة الانعراج المضاد بسبب أجنحتها ذات نسب الوجاهة العالية وعزوم الانعراج السالبة (المضادة) الكبيرة التي تعود إلى قدرتها على الدحرجة (rolling) عند معاملات رفع عالية. ويجد الطيارون المنقولون من الطائرات الخفيفة إلى الطائرات الشراعية، أو بالعكس، أن فعل دفة الاتجاه القوي في الدحرجة يكون ضرورياً للتنسيق في الطائرات الشراعية، مقارنةً بالطائرات الخفيفة.

يمكن أن تركب زعانف ظهرية للطائرات بكافة صنوفها، لمنع قفل دفة الاتجاه. على سبيل المثال، كان للطائرتين الشراعيتين واكو CG-4A وكارغو XCG-13 قفل قوي لدفة الاتجاه قبل أن يتم توسيع أذنابها العمودية، وقبل أن يتم إضافة زعانف ظهرية لها. ومن جهة أخرى، فقد استخدمت الزعانف الظهرية على الطائرات كمسألة أسلوب أكثر منها وظيفة زيادة الاستقرار الاتجاهي الستاتيكي عند زوايا الانزلاق الكبيرة. وهذا يمكن توقعه إذا وجدت الزعانف الظهرية على طائرات التي لها أذناب عمودية كبيرة مع طول ذنب معقول، ودفات اتجاه بحجوم صغيرة إلى متوسطة، وإما بمحرك واحد أو أكثر من محركين.

14 ـ 8 التعرف على نظام طيران المَركبة من اختبار الطيران Flight Vehicle System Identification from Flight Test

هناك 21 مشتقاً للاستقرار والتحكم مهم جداً في معادلات الحركة للطائرة. ويوفر اختبار النموذج في الأنفاق الهوائية قياسات جيدة للمشتقات الهامة، وتلك القيم التي تخدم الأغراض العملية للدراسات التمهيدية ولتصميم نظام التحكم. وإن تخمين مشتقات الاستقرار من الرسوم يؤدي نفس المهمة تقريباً.

على الرغم من كل هذه المصادر الراسخة، كان هناك شغف قديم بفكرة استخراج مشتقات الاستقرار والتحكم فضلاً عن التأثيرات اللاخطية غير المستقرة، من بيانات اختبار الطيران التي تجري على الطائرات فعلياً أو على نماذج طائرة كبيرة. والحجة في ذلك أن تصميم نظام التحكم الآلي يبنى على قاعدة أقوى إذا ما تعامل مع معادلات الحركة المستخدمة للعزوم والقوى الإيروديناميكية الفعلية المقاسة في الطيران.

14 ـ 8 ـ 1 المحاولات الأولى للتشخيص Early attempts at identification

من بين الـ 21 من المشتقات الهامة، هنالك واحد، وواحد فقط، يمكن أن يُستَخرج من اختبارات الطيران مع قياسات بسيطة وبدرجة عالية من الدقة، وهو مشتق التحكم الطولي C_{ms}. يؤمن ضبط زوايا سطوح التحكم الطولية عند السرعات المختلفة، وعند موضعين مختلفين لمركز الثقل البيانات الضرورية في هذا الاستخراج، وكذلك عزم التسلق الإيروديناميكي المُوازَن من قبل عزم الوزن المحدد جيداً. ولقد استخدمت هذه الإجرائية لقياس C_{ms} على الطائرة الشراعية كارغو.

لقد قاد الحصول على C_{ms} باستخدام عزم الوزن إلى خطط غير مدروسة وحتى إلى محاولات لعمل نفس الشيء في مشتقات التحكم الاتجاهي والجانبي. بحيث تتطلب الحالة الجانبية إلى ثقل موازنة منخفض من جناح واحد؛ وتحتاج الحالة الاتجاهية إلى ثقل موازنة جناح منخفض، بينما تكون الطائرة منقضة بشكل مباشر إلى أسفل.

14 ـ 8 ـ 2 تدوير المفتاح Knob twisting

لقد ابتدأ استخراج مشتق الاستقرار والتحكم الأولي أو بالأحرى الشكلي منذ أوائل الخمسينيات، عندما تم استخدام أول الحواسيب التماثلية، مثل الحاسوب REAC من شركة أدوات ريفيس، وذلك للحصول على سجلات زمنية لحركة الطائرات. وقد مثلت القيم العددية لمشتقات الاستقرار الفردية اللابعدية، مثل المشتق $C_{n\beta}$، بقيم المقاومات المتغيرة في الحواسيب التماثلية. وظهرت حركات الطائرة المحسوبة على سجلات مسجلة من نوع قلم الكتابة (pen-type recorder records). ويمكن للمحقق محاولة مقارنة سجل الطيران

الفعلي لدخل تحكم معطى من خلال إعادة تصفير (resetting) المقاومات المتغيرة وإعادة التشغيل مراراً وتكراراً. وحيث إن التحكم بتوضعات المقاومات المتغيرة يتم من خلال مفاتيح على واجهة الحاسوب الرقمي، لذلك تعرف إجرائية التجريب والخطأ بتدوير المفتاح (knob testing).

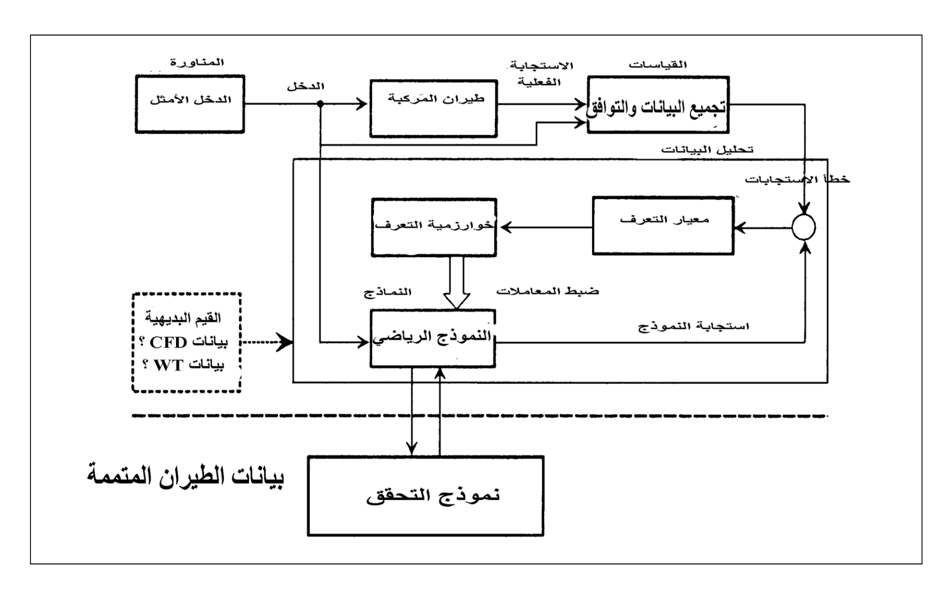
ولا تعدّ عملية تدوير المفتاح على أية حال عملية عشوائية، منذ أن استرشد المحققون بالتقريبات على أنمطة حركة الطائرة. فنحن نعرف، على سبيل المثال، أنه يتم التحكم بدور حركة الاهتزاز الهولندي من خلال مشتق الاتجاه $C_{n\beta}$. ويتم التحكم بجزالة اهتزاز الدحرجة مقارنةً بزاوية الانزلاق أو السرعة الزاوية للانعراج، ومن خلال مشتق تأثير الزاوية الثنائية $C_{L\beta}$، وهكذا دواليك.

14 ـ 8 ـ 3 طرق التشخيص الحديثة Modern identification methods

إن مخططات استخراج مشتق الاستقرار عالي الاستطاعة التي تتبع «تدوير المفتاح» تنخرط في اهتمام العديد من المفكرين الرياضيين في مجتمع الاستقرار والتحكم. ولقد جرى توسيع هذا الاهتمام إلى ما بعد مشتقات الاستقرار الخطية، وبات هذا الموضوع يدعى الآن نظام التعرف على (أو تشخيص) أنظمة مَركبة الطيران.

لقد شهدت السنوات مراكز لنشاطات التعرف هذه في مخابر منفردة، مثل كالاسبان (Calspan) ومركز درايدن لبحوث الطيران العائد للناسا، وعدد من الطلاب خريجي الجامعات الذين يدرسون للحصول على درجة الدكتوراه في هذا المجال. ولقد كان كلٌّ من كينيث ليف (Kenneth W. Lliff) وريتشارد ميين (Richard E. Maine) روداً في حقل التعرف والتشخيص في الولايات المتحدة.

لقد كان مركز الفضاء الألماني DLR في براونشفيغ (Braunschweig) فعالاً بشكل خاص في هذا المجال، تحت قيادة الدكتور بيتر هاميل (Peter Hamel). آخر ما تم التوصل إليه يعود إلى عام 1995، الذي تم تلخيصه بمقالة للدكتورين هاميل وجاتيغاونكار (Jategaonkar) التي تضم 183 مرجعاً (عام 1996). وتم تجديد هذا الملخص (Hamel and Jategaonkar, 1999). يبيّن الشكل 14 ـ 15 النموذج العام لإجرائية نظام التعرف على نظم المَركبة.

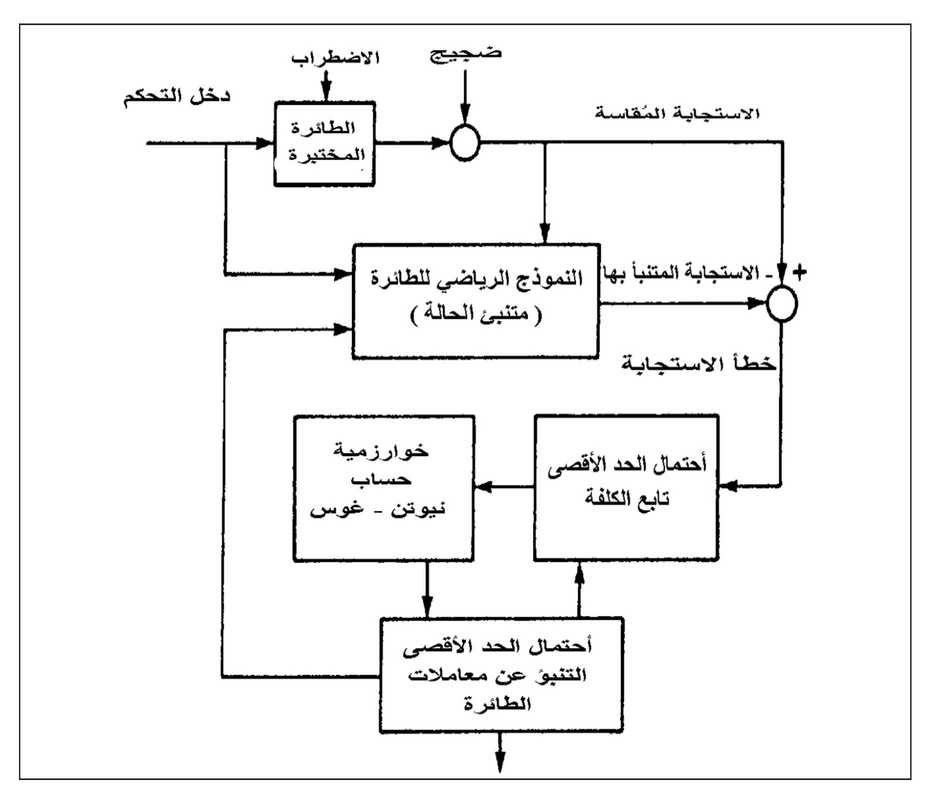


الشكل 14 ـ 15 الطريقة العامة للتعرف على نظام المَركبة (من: Hamel, RTO MP-11, 1999).

هذا ويبيّن الشكل 14 ـ 16 المخطط البياني للطريقة المستخدمة الأوسع انتشاراً والمعروفة بـ «طريقة احتمال الحد الأقصى» أو «طريقة خطأ الخرج» (output error). تبدأ طريقة «احتمال الحد الأقصى» مع النموذج الرياضي للطائرة، بالشكل الذي هو ليس أكثر من معادلات متغيرات الحالة الخطية للطائرة (انظر الفصل الثامن عشر). طريقة القيم الرقمية لثوابت هذه المعادلات، ومشتقات الاستقرار والتحكم اللابعدية للطائرة، حيث يكون تابع الكلفة (cost function) عبارة عن مجموع الفرق بين الاستجابات المقاسة المخمنة، خلال فترة زمنية. وقد وصف ليف (Iliff) أعمال طريقة احتمال الحد الأعظمي كما يلي (انظر الشكل 14 ـ 16):

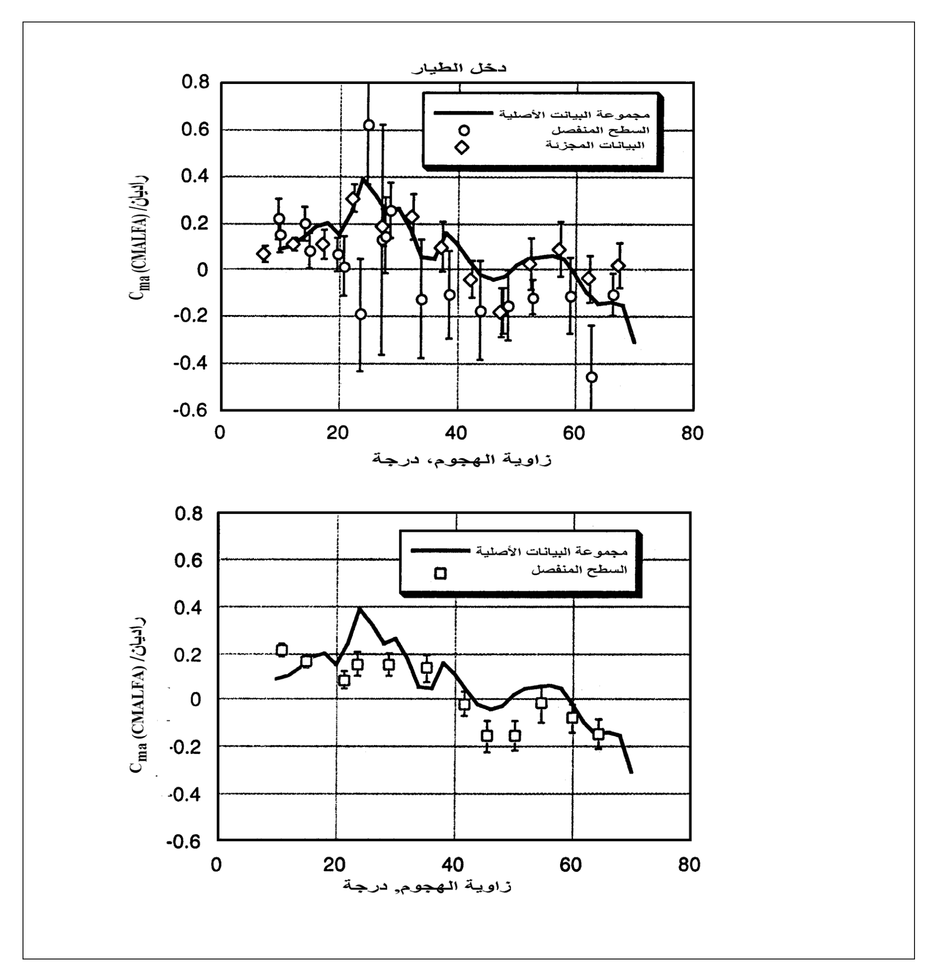
> **تُقارن الاستجابة المقاسة بالاستجابة المخمنة، ويدعى الفرق بين هذه الاستجابات بخطأ الاستجابة (response error). وتتضمن توابع الكلفة (cost function). . . استجابة الخطأ هذه. وتُستخدم خوارزمية التصغير لإيجاد قيم المعاملات التي تُصَغِر تابع الكلفة. تُزود كل دورة من هذه الخوارزمية بتخمين جديد للمعاملات المجهولة على أساس خطأ الاستجابة. ومن ثم يتم استخدام المعاملات الجديدة المخمنة في تحديث قيم معاملات النموذج الرياضي، مُزودةً باستجابات جديدة متنبأ بها وأيضاً، استجابة خطأ جديدة. ويستمر تكرار تحديث النموذج الرياضي حتى يصبح التقارب مع المعيار كافياً.**

حتى وقت كتابة هذا التقرير، كان احتمال الحد الأعظمي هي الطريقة الأكثر استخداماً من تقنيات «التعرف» المتاحة. على سبيل المثال، في عام 1993، استخدم كلٌّ من جاتيغاونكار، مونيتش (W. Monnich)، وفيشينبيرغ (D. Fischenberg)، وكراغ (B. Krag) هذه الطريقة في مركز الفضاء الألماني، براونشفيك، في الطائرة ترانسال (Transal)؛ واستخدمها كلٌّ من نابوليتانو (M. R. Napolitano)، باريس (A. C. Paris)، وسيانور (B. A. Seanor) في جامعة ويست فرجينيا في الطائرة سيسنا U-206 والطائرات ماك دونيل دوغلاس F/A-18. وفي استخدام مبكر في الناسا (NASA) في مرفق بحوث طيران درايدن استخدم كلٌّ من ليف، وماين، وميري شافير (Mary F. Schafer) احتمال الحد الأعظمي للحصول على مجموعة كاملة تماماً لمشتقات الاستقرار والتحكم للطائرة سيسنا T-37B ولنموذج طائرة ماك دونيل دوغلاس F-15 بمقياس 3/8.



الشكل 14 ـ 16 المخطط البياني لطريقة احتمال الحد الأعظمي لمشتقات الاستقرار والتحكم للطائرة المُستخرجة من بيانات اختبار الطيران (من: Iliff, *Journal of Guidance and Counselling*, September-October 1989).

تتعلق جودة «التعرف» بالتردد المُحتوى في إشارة التحكم في الشكل 14 ـ 16. باعتبار أن مدخلات التحكم المثالية هي التي تُحرض أنمطة نظام الحركة التي يتطلبها التحكم، بينما تُترك الترددات الأعلى غير المُحَرّضة الممثلة للقياسات المصطنعة (artifacts)، كالاهتزازات. ولقد ابتكر كوهلير (1977) لدى مركز الفضاء الألماني دخلاً بسيطاً بمحتوى تردد واسع نسبياً، لكنه محدود، وهو عبارة عن 3211 إشارة. تشير هذه الإشارات إلى النبضات التبادلية الموجبة والسالبة بمدد نسبية 3، 2، 1، و1، حيث أصبحت DLR 3211 إشارة إلى مركز الفضاء الألماني معياراً لأنظمة التعرف على المَركبات.



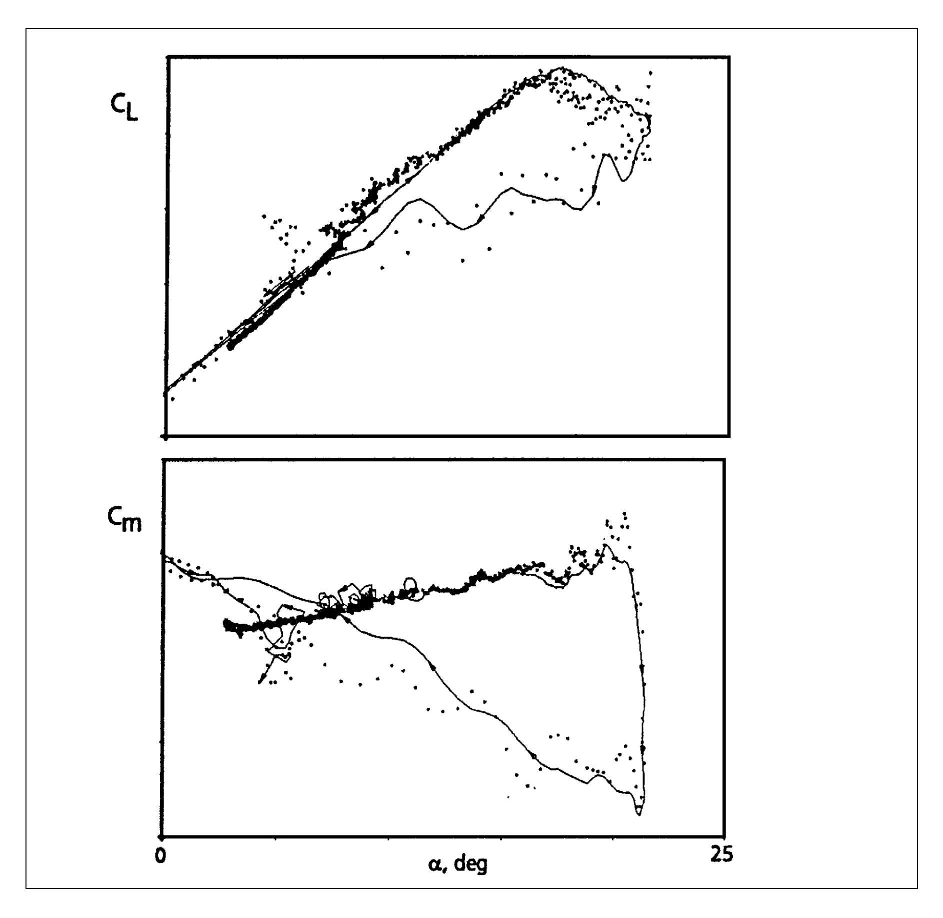
الشكل 14 ـ 17 تحسين التعرف بـ Cmα على الطائرة X-31A مع مدخلات (inputs) **سطح تحكم منفصل (غير مغلق بحلقة تحكم). (من :** (Weisc, *Journal of Aircraft*, 1996.

كطريقة بديلة مفيدة يوفر مرشح كالمان (Kalman filter) المُوَسّع لاستخراج مشتق الاستقرار وجود عملية مناسبة في الزمن الحقيقي. ذلك، أنه يمكن استخدامه كعنصر في الدارة المغلقة لنظام تحكم الطيران. ويدل العديد من التطبيقات على ميزة استخدام مرشح كالمان المُوَسّع، كما هو العمل الذي تم من عام 1983 إلى عام 1991 في جامعة برينسيتون من قبل سريجايانتا (M. Srijayantha)، ودينيس لينس (Dennis J. Lines)، وروبيرت ستينجيل (Robert F. Stengel).

ومن المجالات المتحدية لنظام «التعرف» حالة الأجسام غير المستقرة إيروديناميكياً، التي يمكن أن تطير بوجود نظام استقرار مستمر متزايد فقط. ويمكن باستخدام الطرق الحالية العادية أن تكون بعثرة البيانات كبيرة في مثل هذه الحالات. ويُظهر الشكل 14 ـ 17 أن الحركة الشيقة مع سطح تحكم منفصل، تخفض التعرف على البيانات المبعثرة من تلك المستخدمة في تحكم الحلقة المغلقة.

إن المشتقات الدورانية (rotary derivatives) والمشتقات العرضية-cross) (derivatives، مثل عزم الدحرجة العائد إلى الانعراج وعزم الانعراج العائد إلى انحراف دفة الدحرجة، هي عموماً البيانات الأقل شيوعاً في معادلات حركة الطائرة. وتكون طرق التعريف من أسوأ الطرق للتعرف بسبب هذه المُوسِطات. إن ترابطات المشتقات المستخرجة بالنفق الهوائي والبيانات النظرية تركز عموماً على هذه المشتقات مثل $C_{l\beta}$ وC_{lp} التي تكون قيمها العددية معروفة بشكلٍ جيد من مصادر أخرى. وللعمل بشكلٍ جيد يجب أن تكون جودة بيانات اختبار الطيران عالية لأجل عمل خوارزميات التعرف، ومن المحتمل أن تكون أعلى من المطلوب لأي تطبيقات أخرى. وتكون حالة الضجيج من الاضطراب الجوي وضجيج الحساسات من الأمور المربكة بشكل واضح.

تستمر قدرة نظام «التعرف» على طيران مَركبة في التقدم نحو النقطة التي يمكن عندها لنماذج الأنظمة المشتقة أن تُلّبي بدقة متطلبات محاكيات الطيران عالية الدقة، على سبيل المثال تلك المستخدمة في البحوث وتدريب الطيارين. كما تتضمن توسيعات النظرية الحالية استخدام طُرق المجال الترددي مكان المجال الزمني، وتطبيق الشبكات العصبونية.



الشكل 14 ـ 18 النمذجة الإيرودياميكية غير المستقرة للتقرب من الانهواء، والانهيار، والاسترداد على طائرة النقل Do 328. النقاط هي بيانات اختبار الطيران؛ والخط المستمر هو نموذج الخرج (من: Fischenberg and Jategaonkar, RTO MP-11, 1999).

14 ـ 8 ـ 4 التوسع إلى اللاخطية وأنمطة الانسياب غير المستقر
Extension to Nonlinearities and Unsteady Flow Regimes

كما هو مذكور في الفصل الخامس، البند 24، فإن التكرار التحليلي (analytical) في أمان نظام التحكم بالوصل السلكي سوف يصبح قابلاً للتطبيق فقط عندما يعمل نظام التعرف على مَركبة بشكل جيد في جميع شروط الطيران، وليس فقط حيث الخطية، والاضطرابات الصغيرة المطبقة على معادلات الحركة. لهذا السبب، ولتوليد معلومات تصميمية عملية، كان هناك جهد لتوسيع التعرف إلى اللاخطية وإلى الأنمطة الإيروديناميكة المستقرة.

ويمكن لمرشح كالمان المُوَسّع المذكور في المقطع السابق أن يولّد نماذج إيرودياناميكية لاخطية بالكامل، مثل (C_m δ, α, q,...)، وليس فقط مشتقات الاستقرار الإيرودياناميكية عند نقاط تشغيل متعددة.

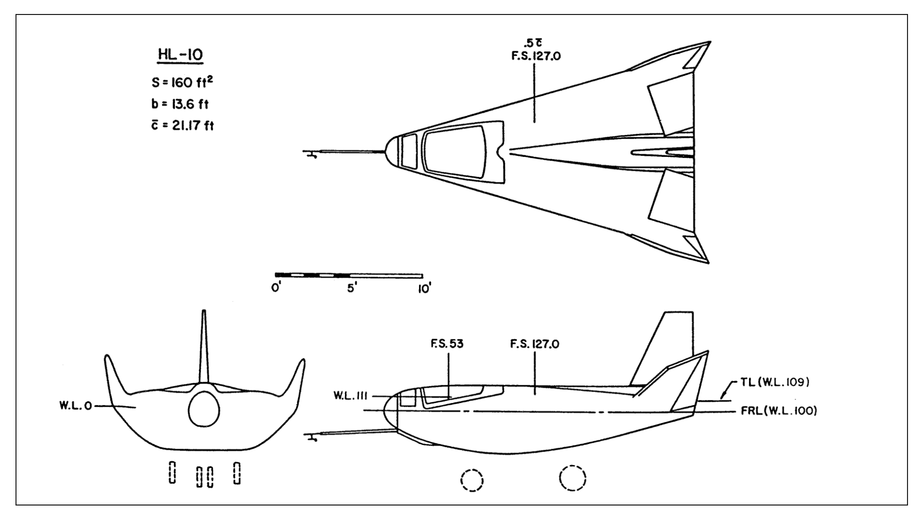
لقد تم بنجاح في مركز الفضاء الألماني استخدام نموذج تابع التحويل للجريان غير المستقر (الفصل العاشر، والمقطع 6 ـ 1) لنمذجة تباطؤ الرفع عند الانهواء في طائرة النقل فيرتشيلد/ دورنييه Do 328. تتكون الإجرائية (Fishenberg, 1999) من عدة أجزاء، بدءاً من تقريب الحالة المستقرة لنقطة فصل الجريان للحافة الخلفية عند زوايا الهجوم العالية، باستخدام بيانات النفق الهوائي الساكنة. ولقد أدخل الربط الزمني من خلال إمكانية مقاربة نمذجة نقطة الفصل كحل معادلة تفاضلية من الدرجة الأولى، التي تكافئ قطباً وحيداً في تابع التحويل. المقاربة الأخيرة هي أن معامل الرفع في فصل جريان الحافة الخلفية يكون تابعاً لنقطة الفصل، باستخدام النموذج الذي اقترحه كيرشوف. ويبقى للنموذج أربعة مُوسِطات للتعرف عليها في اختبار الطيران، ولكن عندما يتم إيجادها، يتم الحصول على مقارنة جيدة بين قياسات الطيران لمعامل الرفع والقيم المُنمذَجة (الشكل 14 ـ 18).

إن أهمية هذا العمل هو أنه بمجرد التكهن بقيم مُوسِطات الرفع غير المستقرة لسطوح الرفع التمثيلية، تكون القاعدة في متناول اليد لتخمين القيم غير المستقرة من مشتقات استقرار الطائرة الكاملة. ويتم حساب هذه المشتقات من قوى وعزوم سطوح الرفع وأشكال نموذج الجسم التي تُشكل التكوين الكامل للطائرة. من المفترض أن العمل المستقبلي في هذا الحقل سيتعامل مع نماذج فصل جريان الحافة الأمامية، التي هي من مميزات الأجنحة الرقيقة مع حواف أمامية حادة، ومع نماذج متوقعة لجريان الدوامات غيرالمستقرة التي يمكن أن تؤثر في مشتقات الاستقرار. لقد تم مناقشة تباطؤ الانهواء لمطايير (airfoils) الأجنحة ذات الحواف الأمامية الحادة من قبل كوفيرت (Covert) (عام 1993).

14 ـ 9 استقرار وتحكم الأجسام الرافعة Lifting Body Stability and Control

الأجسام الرافعة (lifting bodies) هي المَركبات غير المجنحة التي تعتمد على الرفع المتولد من تطاول أجسامها أو هيكلها. لقد جرى في الناسا دراسة كلٍّ من الأجسام الرافعة والأشكال الباليستية على أنها مَركبات فضائية قبل أن يقع الاختيار

على تصاميم الكبسولات الباليستية لميركوري، وجيميني، وأبولو. وعلى أية حال، استمرت بحوث الجسم الرافع، أولاً في الناسا آميس، وفي مراكز بحوث لانغلي، ومن ثم في مركز بحوث الطيران الناسا (Reed, 1997). الشكل 14 ـ 19 عبارة عن رسومات عامة لتصميم أجسام رفع نموذجية، المَركبة ناسا/ نورثروب HL-10 (Heffley and Jewell, 1972). كما تطورت التكوينات مثل المَركبة HL-10 إلى مكوك الفضاء المداري، وأُتبعت بتصاميم مثل مَركبة البحث X-33.



الشكل 14 ـ 19 المساقط الثلاثة للجسم الرافع ناسا/ نورثروب HL-10 (من: Heffley and Jewell, NASA CR-2144,1972).

ولقد تم التحقق من مميزات الاستقرار والتحكم لسلسلة من الأجسام الرافعة في النفق الهوائي واختبارات الطيران في أواسط الخمسينيات في الولايات المتحدة ولاحقاً في روسيا، اليابان، وفرنسا. قد ظهرت في سياق هذه الاختبارات جميع المشاكل المشتركة الخاصة بالأجنحة المتراجعة وحمولات الهياكل الثقيلة، بالإضافة إلى عدد من حالات التحكم المُفرطة والاهتزازات المحرضة من قبل الطيار. ويملك تكوين الجسم الرافع النموذجي التأثير العالي للزاوية الثنائية، وعزم الدحرجة العائد إلى زاوية الانزلاق، بشكل متناسب مع تخميد الدحرجة. وبالتالي قد يكون الترابط بين نمط الحركة الحلزونية ـ دحرجة موجوداً (الفصل الثامن عشر، المقطع 9).

الفصل الخامس عشر

الطائرات الشخصية الآمنة

Safe Personal Airplanes

تمخضت عبر السنين اهتمامات تنحو إلى جعل قيادة الطائرة من حيث السهولة والأمان شبيهة بقيادة السيارة. ولقد كانت محاولة شركة:Guggenheim GSAC safe airplan competition (1926 - 1929) أول محاولة منظمة لامتلاك طائرة أمينة. ومنذ ذلك الحين استفادت الطائرات الشخصية (الخصوصية) من أبحاث الاستقرار والتحكم التي كانت موجهة للطائرات الأكبر والأثقل. ومع ذلك، لم يستغل مصممو الطائرات الشخصية تماماً هذا الكم من المعرفة. من ناحية أخرى كان هنالك نوع من التباطؤ في تحقيق الأمال المعقودة على مفاهيم الطائرات الشخصية الآمنة بسبب التقدم السريع في أداء الطائرات ما يعني وجوب تطبيق تقنيات استقرار وتحكم متطورة لتحقيق المفاهيم.

15 ـ 1 منافسة غوغنهايم للطائرة الآمنة The Gaggenheim Safe Aircraft Compitition

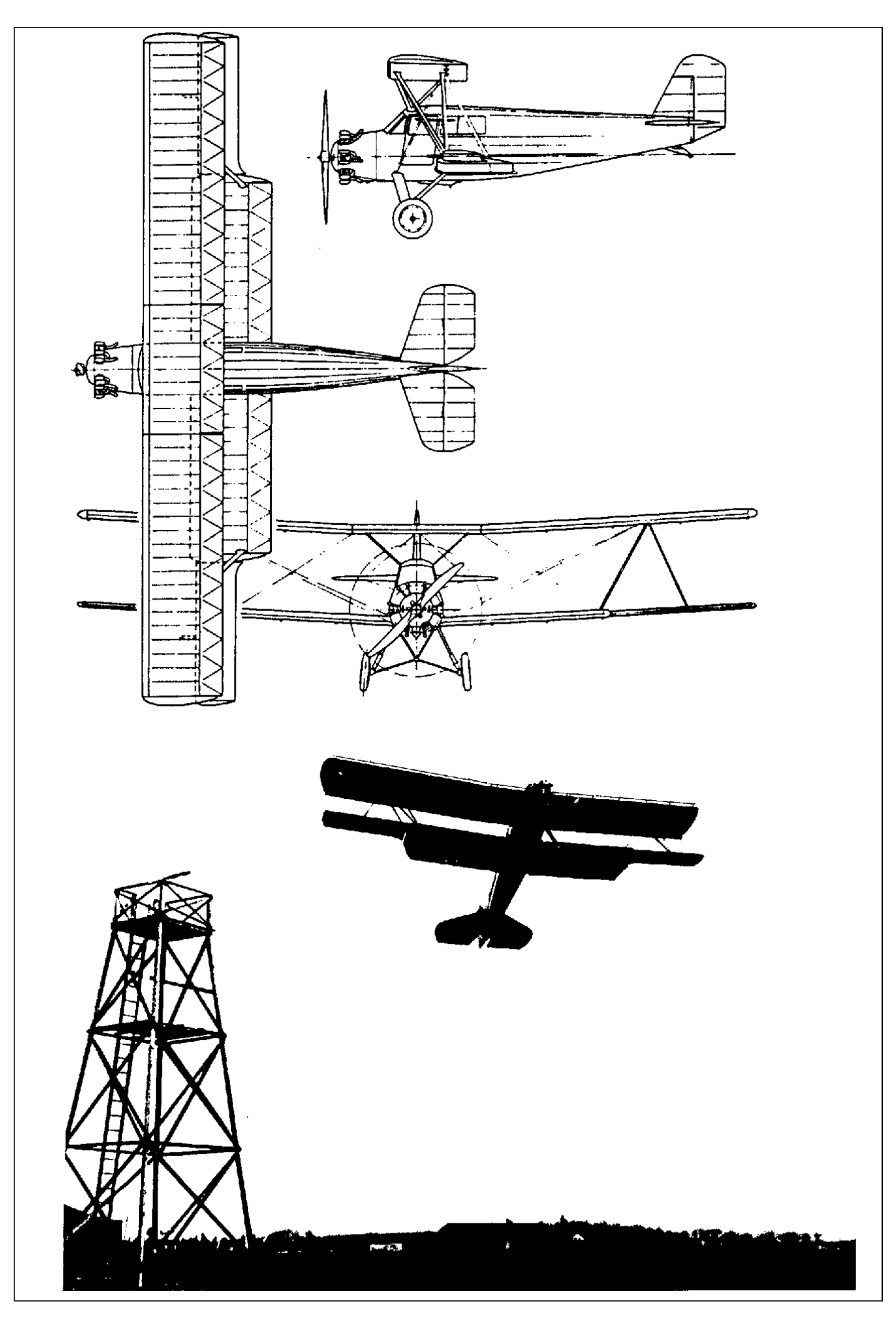
في حزيران/يونيو عام 1926، موّل المُحسن والمتحمس للطيران هاري غوغنهايم (H. Guggenheim) «منافسة الطائرة الآمنة» بمبلغ 150000 دولار إلى 20000 دولار تمنح لمصنعي الطائرات في أي مكان من العالم ممن يأتون بطائرة أكثر أمناً من غيرها. وقد ساعدت الشخصيات القيادية في عالم الطيران آنذاك في صياغة قواعد المنافسة، ومن هؤلاء الرائدان شرودر (R. W. Shroeder) ومايو (R. H. Mayo)، والبروفسوران أليكساندر كليمن (Alexander Klemin)، وبيلانكا (G. M. Bellanca)، والملازمان ألدرين (E. E. Alderin) ودوليتل (James

(H. Doolittle، ومصمما الطائرات فوكر (Anthony H. G. Fokker) وبيلانكا (G. M. Bellanca، والمحاربون القدامى بانو الطائرات ومصمّموها هيل (R. H. Hill) وداي (Charles Day)، وفارنر (Edward P. Warner). والأخير كان آنذاك مساعد وزير البحرية لشؤون الطيران. تم الاتفاق على مجموعة شاملة من المتطلبات والعروض كان محورها الأساس القدرة على الهبوط في بقعة محددة. وتقدم للمنافسة 27 طلباً: خمسة منها من بريطانيا العظمى، وواحد من إيطاليا، والباقي من الولايات المتحدة الأميركية. وفي النهاية حضرت 15 طائرة إلى موقع المنافسة في حقل ميتشل (Mitchel field)، في نيويورك، عشر منها فقط ساهمت فعلاً في العرض الذي حصل بعد الاختبارات في عام 1929.

خلصت المنافسة إلى اختيار طائرتين ثنائيتي الجناح، إحداهما بنيت في شركة هاندلي بايج (Handley Page) والأخرى كورتيس تناجر (Curtiss Tanager) التي صممها فريق يرأسه الدكتود رايت (Theodore P. Wright). ولتناجر قلابات على امتداد الجناح (full-span flaps) مع قدات (slats) في حافة الجناح الأمامية، والتحكم الجانبي (lateral contral) يتحقق من خلال دفات دحرجة منفصلة عن الجناح أو عائمة (floating ailerons).

القدات الأمامية تعمل ذاتياً (أوتوماتيكياً) حيث تفتح من خلال تحميل الهواء (air loads) في زاوية هجوم مرتفعة (الشكل 15-1). وجاءت طائرة هاندلي بايج، وهي الأخرى مزودة بقلابات وقدات أمامية أوتوماتيكية، في ترتيبها الثانية الأقرب (close second) إلى تناجر التي فازت بالجائزة لخواصها المتميزة، ومنها سرعة الهبوط الشراعي التي تزيد على 37 ميلاً في الساعة، ولتحكمها الجانبي الممتاز، ولأقصر مسافة للحط والتوقف الكامل بعد تخطي شاخص ارتفاعه 35 قدماً (لا تزيد على 300 قدم).

هذا وقد تحطمت الطائرة تناجر في حادث حريق نتج من تسرب في الوقود. ولكن الأفكار والتطويرات التي أوجدتها المنافسة للسنوات 1926 ـ 1969 ذهبت في نتائجها إلى أبعد من تلك السنوات. ولعل الفائدة الأكثر وضوحاً في ذلك، عرض القلابات الممتدة على طول باع الجناح، والقدات الأوتوماتيكية، بالإضافة إلى توفير قدرة التحكم في الحركة الطولية والجانبية اللازمتين للاستقرار.



الشكل 15 ـ 1 الطائرة كورتيس تناجر، بقلابات وقدات على كامل باع الجناح، قدمت عرضاً لتسلق حاد فوق حاجز ارتفاعه 35 قدماً. وفازت هذه الطائرة بمنافسة الطائرة الآمنة لكوغينهايم (من: Pendray, *The Guggenheim Medalists, 1929-1963*).

15 ـ 2 التطور الحاصل بعد منافسة غوغنهايم Progress After Guggenheim Compitition

تم تحديد أهداف الطائرة الشخصية الآمنة بما يلي (Upson, 1942):

رؤية متفوقة، عدم الدخول في انهيار حلزوني، بساطة تحكم مقارب لقيادة السيارة، ولكن مع تفوق لا جدال فيه في أدائها في قطع المسافات الطويلة (cross country).

وقد أعطى أبسون ما لا يقل عن سبعة أمثلة لتصاميم طائرات شخصية، تم تجربة قدرتها في تحقيق الأهداف، بحلول عام 1942. وتحقيق الأهداف كان متمثلاً بأجوبة الأسئلة: أي التصاميم كان أكثر فاعلية؟ وأيها لم يكن كذلك؟ وما هي المحاولات الإضافية التي تطلّب إدراجها؟

15 ـ 3 تصميم الطائرة الشخصية الآمنة الأولى Early Safe Personal Air plane Design

الطائرة Aeromarin-Klemm

كان لهذه الطائرة خواص انهيار مفيدة، لدى استيرادها من ألمانيا، وقد طور جناحها ليكون طرفاه أقل نحولة وأكثر ثخانة. وقد تم تحديد حركة التحكم فيها، وتقديم مدى مركز الثقل إلى الأمام. كل هذه التعديلات، حصلت على ما يبدو تجريبياً في اتجاه تحسين مقاومة الانهيار. فأصبحت هذه الطائرة واحدة من أكثر الأوائل التي تستحق أن يقال عنها «غير قادرة على الدخول في انهيار حلزوني». بحيث تستطيع دونما تدخل من الطيار وبقيادات حرة أن تسترجع حالتها الطبيعية في الطيران. هذا وأنتجت نماذج من هذه الطائرة بمحركات مختلفة منذ نهاية العشرينيات وحتى عام 1932.

الطائرة Stout Sky Car

صُمّمت في عام 1931، وكانت واحدة من طائرتي تحكّم تامّ. زودت بدفات دحرجة طرفية عائمة وشديدة الاتزان لجعلها متناظرة الطفو في حركتها مع أقل رفع سلبي. وعند انحرافها لتطبيق الدحرجة، تنتج حركة انعراج (yaw) باتجاه الدحرجة بدون الحاجة إلى موازنة بواسطة دفة الاتجاه (rudder) لتنسيق

حركة الدحرجة. لهذه الطائرة منظومة عجلات ثلاثية (tricycle landing gear)، وشوط حركة دفة رفع (up-elevator travel) كانت Stunt Sky Car مركبة قصيرة وبدينة، غريبة الشكل، ثنائية الجناح بذنب عمودي كبير.

الطائرة Weick W-1A

كانت هذه الطائرة في عامي 1935 وعام 1936، عبارة عن نموذج اختبار للعديد من اختراعات الأمان. والطائرة مزودة بقلابات على امتداد باع الجناح، يمكن رفعها إلى حد 80 درجة لتحقيق هبوط عميق (steep descent) للحط في الحقول الصغيرة. وزوّدت أيضاً بكوابح مشقوقة الشفة (slot lip spoilers) للتحكم الجانبي (الشكل 15-2)، وقد درس روبرت جونز (Robert T. Jones)، الذي لم يكن حينها مشهوراً، عمليتين للتحكم في الطائرة، وأخبر مصممها على أثرها ويك (Weick) بأن كوابح دفة الدحرجة (spoiler ailerons) كانت نموذجية في تحقيق هدفها، وقد تحقق ذلك بعدئذٍ. وكما في طائرة Stout Sky Car فقد حدد التحكم بالروافع لتجنب الانهواء.

الطائرة Stearman-Hammond Y والطائرة ايركار Gwinn Aircar

صمّمت هاتان الطائرتان بمواصفات الطائرة Weick W-1A. وكان النموذج Y قد فاز بمنافسة الطائرة الآمنة التي رعتها وزارة التجارة (Department of Commerce). لم يكن للطائرة إيركار دفة توجيه (rudder) ابداً، وكان داخلها يشبه داخل السيارة أولدزموبيل بكافة محتوياته من دولاب قيادة وعدادّات. . . الخ.

الطائرة ERCO النموذج 310 ERCO model 310

لقد كانت الطائرة أيركو لفريد ويك (Fred Weick)، من أوائل الطائرات الآمنة التي أنتجت، ابتداءً من عام 1940 (الشكل 15-3).

للطائرة ايركو منظومتا قيادة، وتحكم مقيد بالروافع، ونظام عجلات هبوط ثلاثية. وقد صادقت هيئة الطيران المدني الأميريكة (US-CAA) على الطائرة ايركو بأنها من حيث الخواص عصيّة على الدخول بانهيار حلزوني (characteristically incapable of spinning) وخفضت لذلك فترة التدريب المثني (dual) اللازمة للحصول على طيران منفرد (solo) من 8 ساعات إلى 5 ساعات،

والزمن اللازم للحصول على إجازة طيار خصوصي (Private Pilot Certificate) من 35 ساعة إلى 25 ساعة.



الشكل 15 ـ 2 الطائرة ويك W-1A عام 1935، صورت أمام مستوعب حقل طائرات لانغلي NACA. لدى هذه الطائرة المبتكرة قلابات على كامل باع الجناح، وكوابح تعمل كدفة دحرجة، مع حركة دفة رفع محددة، وقياداتها مضاعفة، وعمليتي تحكم (من: Weick, *From the Ground Up*, 1988).

عند سحب عجلة القيادة مزدوجة القبضة (yoke) إلى الخلف بقوة، لا يسبب حرف زاوية دفة الدحرجة (aileron) من جنب إلى آخر، أي شيء ذي أهمية أكثر من مجرد حركة سقوط ورقة شجر بطيئة.

ويتم الحط بهذه الطائرة والريح عمودية على المدرجة (cross wind) بتوجيه أنف الطائرة باتجاه الريح النسبي (relative wind) وبمجرد أن يرفع الطيار الضغط على عجلة القيادة تستقيم الطائرة في درجها الأرضي (ground roll).



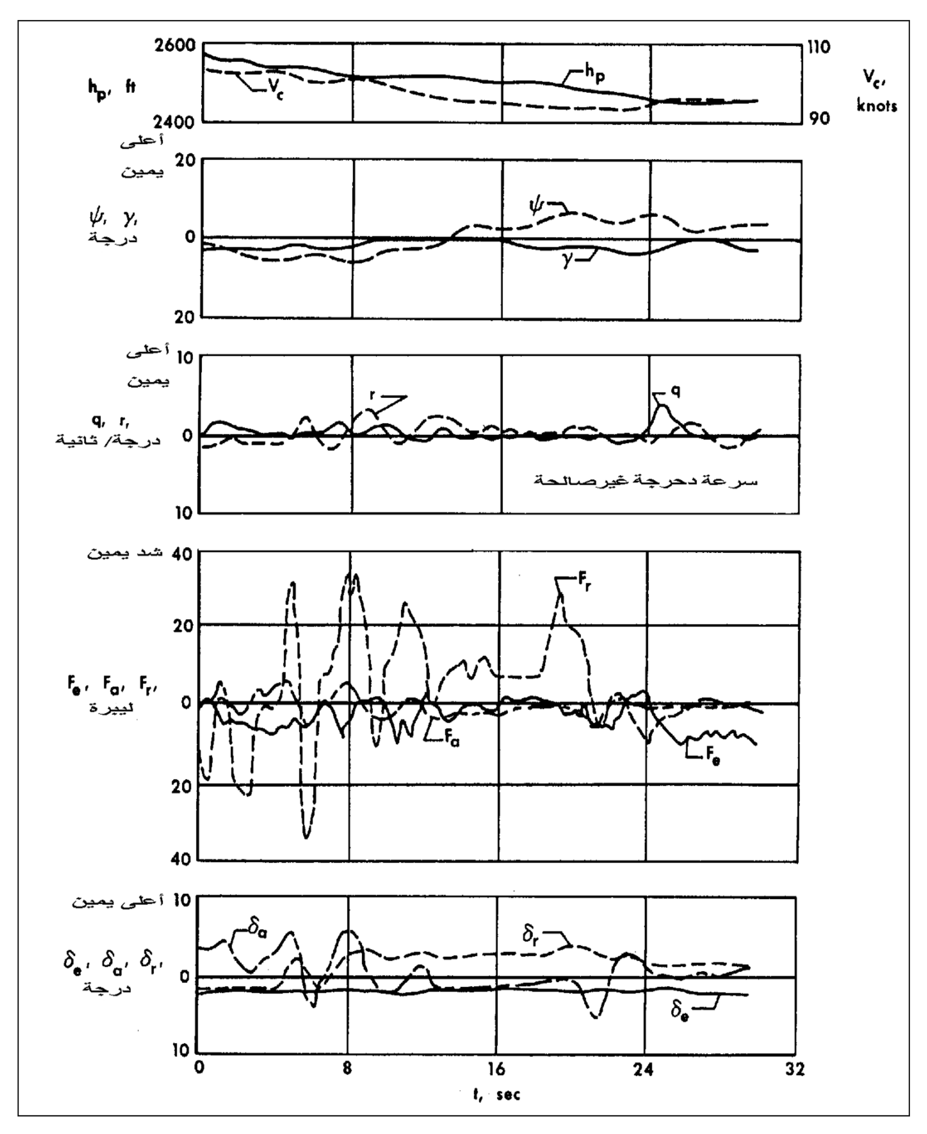
الشكل 15 ـ 3 الطائرة أيركو 1940 ERCO، كأول إنتاج (من: Weick, *From the Ground Up*, 1988).

15 ـ 4 سلسلة اختبارات NACA وNASA في عامي 1948 و1966
1948 and 1966 NACA and NASA Test Series

لقد فتحت متطلبات روبرت جيلروث (Robert Gilruth) المصنفة الخاصة بجودة الطيران لعام 1941، الطريق لتطبيق تكنولوجيا خواص طيران على مسألة الطائرة الآمنة. وفي عام 1948، نفذ بول هنتر (Paul Hunter) أول قياسات خواص طيران على طائرات الملكية الخاصة (personally - owned). تبع ذلك بسلسلة ثانية خاصة بجودة طيران الطائرات الخفيفة (Barber, Jones, Sisk, and Haise, 1966).

كانت الطائرات السبع المختبرة في عام 1966 أكبر، وأثقل وأكثر تعقيداً من مجموعة الخمس المفحوصة عام 1948. أربع من الطائرات السبع كانت بمحركين، ومن ذوات المحرك الواحد كانت طائرتا البونانزا (Beech Bonanza) ذات الذنب V، وسيسنا سكايلاين (Cessena Skylane RG). وتوافقاً مع ممارسة

NASA في ذلك الزمن، لم تكن البيانات المقدمة معرفة بأنها تخص طائرات معينة.



الشكل 15 ـ 4 المخطط الزمني لنظام تقارب هبوط دقيق في اضطراب جوي خفيف، باستخدام ILS، من أجل طائرة خاصة غير محددة. لهذا النموذج تخميد منخفض للاهتزاز الهولندي وغيرها من قصور في الاستقرار والتحكم. يستخدم الطيار حركة عصا كبيرة وقوى دواسة دفة الاتجاه، إلا أن تغيرات السرعات، وزوايا الاتجاه والمسار مبالغ فيها (من: Barber, Jones, Sisk, and Haise, NASA TN D-3726, 1966).

وعليه، كانت مشاكل جودة الطيران المعلن عنها المندرجة تحت «صعوبات في تغيير ضبط التعيير (trim change)» بسيطة قياساً بالقضايا الأكثر جدية. وكما في حالة الطائرتين سبتفاير وDC-3 (الفصل الثالث) حيث كان الاستقرار الطولي السكوني حاضراً في بعض هذه الطائرات ضمن مجالات تحميلها الطبيعية، وبشكل خاص مع حالتي وضع القلابات إلى أسفل، وقدرة محرك عالية. وقد وفرت أثقال موازنة (bobweights) ونوابض سفلية (downsprings) تدرج قوة استقرار في بعض الحالات بدون تحسين الاستقرارية بتثبيت العصا (stick-fixed stability) كذلك، فإن تقليل إخماد الدحرجة الهولندية (Dutch roll damping) يقلّل من دقة مقاربات العداد في الأجواء المضطربة (الشكل 15-4).

ولقد صودفت أثناء الاختبارات خواص انهواء خطرة. وفيما يلي مقتبس من تقرير باربر (Barber) يقول فيه:

> **كان لاثنتين من الطائرات المختبرة ميزات انهواء، مع قدرة محرك مشتغل، غير مقبولة في حالة الهبوط أوالحط. فإن تغييرات الضبط الاتجاهي الجانبي** (lateral - directional trim changes) **لأحدى هاتين الطائرتين بيّن أن إضافة مزيد من قدرة المحرك تسبب عزم دحرجة إلى اليسار توجب على الطيار استخدام كامل دفة الاتجاه اليمنى** (full right rudder) **للحفاظ على اتجاه الطائرة وهي قريبة من سرعة الانهواء. ويعود عزم الاتجاه الكبير إلى ترابط القدرة مع ضعف قوة دفة الاتجاه ما يجعل الطائرة تواجه حركة دحرجة لليسار/ انعراجاً غير متحكم بها عند الانهواء. وتضع هذه الحركة الطائرة بحالة انهيار** spin **يحتاج إلى ما بين 600 إلى 1200 قدم من الارتفاع للمعالجة والاسترداد. ولقد فاقت تقديرات الطيارين استخدام منظومة العجلات أو القلابات بسرعاتها المعروفة لمعالجة هذا الانهيار والرجوع إلى الحالة العتيادية. أما الطائرة الثانية فكانت تُطوّر حركة دحرجة خاطفة إلى اليسار** (rapid left roll off) **عند الانهواء المتسارع بقوة محرك، وإنزال قلابات الهبوط. ويذكر أن حركة الدحرجة إلى اليسار يصعب إيقافها في أقل من 60 إلى 70 درجة ميلان إلى اليمين بدون تدخل أو تحكم استرداد لحظي من ناحية الطيّار. ويمكن أن يحدث مثل هذا الانهواء عندما يقصّر الطيار من نصف قطر دائرة دورانه النهائية في سيماء الهبوط لتجنّب تجاوز منطقة الحط على المدرج** (overshooting the runway) . **هذا وقد نجم عن الدوران إلى اليسار مع دحرجة جانبية مقصودة** (attended roll off)، **في بعض الأحيان، وضع**

شبه مقلوب (nearly inverted attitude) يحتاج إلى 200 أو 300 قدم للاسترداد.

ولعل المرء يتساءل: تُرى كيف حصلت تلك الطائرتان على إقرار بصلاحية الطيران من قبل إدارة الطيران الاتحادية FAA؟

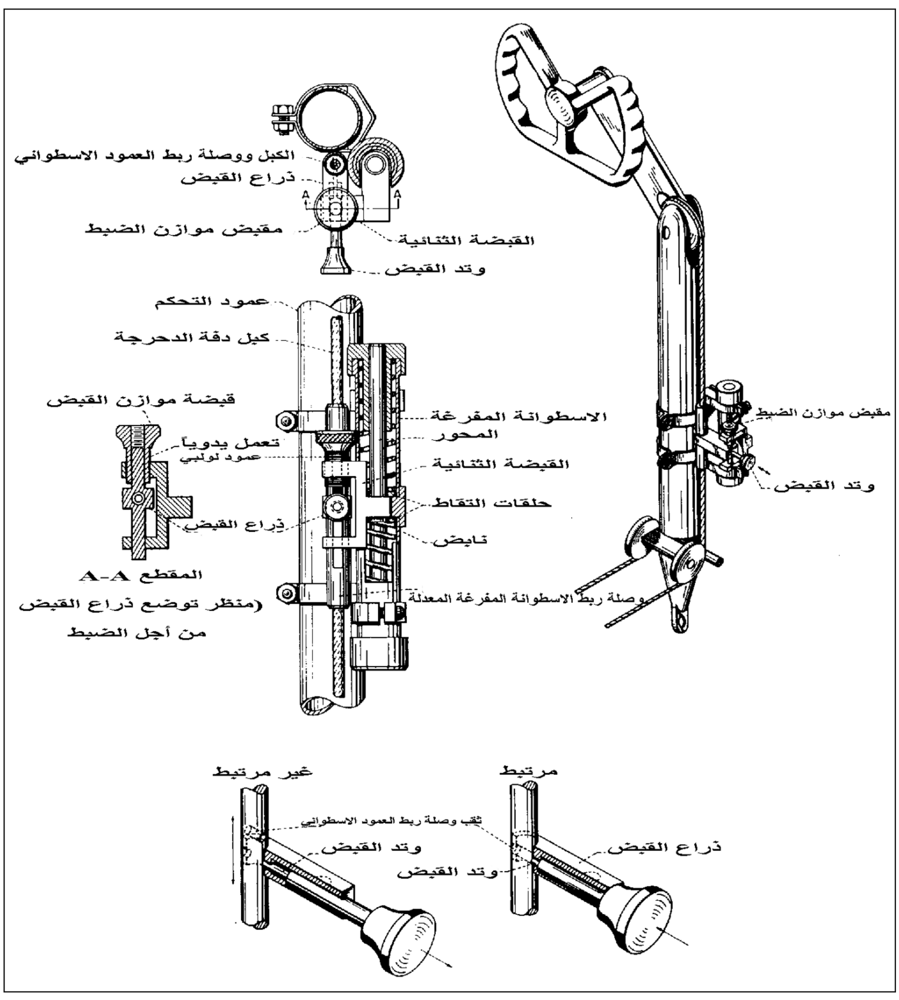
15 ـ 5 مثبت القيادة واللااستقرارية الحلزونية الظاهرية Control Friction and Apparent Spiral Instability

عندما تضطرب الطائرة المستقرة حلزونياً في زاوية انعطاف (bank angel) من حالة الطيران الأفقي (wing level flight)، ستعود من تلقاء نفسها إلى الطيران الأفقي، وإن كان ذلك في اتجاه مختلف لما كانت عليه قبل الاضطراب. وبعبارة أخرى إن زاوية انعطاف الطائرة غير المستقرة حلزونياً ستزداد بلا حدود بعد حالة الاضطراب الأولية. ويتوجب تصحيح زاوية الانعطاف في الطائرة غير المستقرة حلزونياً باستمرار للحفاظ على الطيران الأفقي. من ناحية أخرى، وفي الحالة الاعتيادية من عدم الاستقرار الحلزوني «المعتدل»، ومع أوقات لمضاعفة السعة (amplitude) إلى حوالى 20 ثانية، يتم الإصلاح غريزياً. ولا يكون الطيارون عادة مدركين أو واعين لحالة اللااستقرار هذه.

لذلك، فإنه ليس مستغرباً أن تكون مجموعة أهداف رالف إبسون (Ralph Upson)، عام 1942 والخاصة بالطائرة الشخصية الآمنة أن لا تتضمن الاستقرارية الحلزونية. وهذا يعني أنه إذا كان هم أحدهم أن يصنع طائرات سهلة الطيران كسهولة قيادة السيارة سوف لن تكون الاستقرارية الحلزونية هدفاً مهماً.

ومع ذلك، كان الاستقرار الحلزوني على مر السنين موضع اهتمام مصممي الطائرات الشخصية. وأحد أسباب ذلك هو أن تعليمات الطيران الفيدرالي FAR للطائرات التي تطير ضمن قاعدة الطيران المرئي VFR المرقمة 91.205لا تحتاج إلى معدل جيرووسكوبي لمؤشرات الدوران. وبدون هذه الأجهزة لا يتمكن الطيار الذي تتخبط طائرته داخل غيمة أن يديم طيرانه الأفقي ما لم تكن الطائرة مستقرة حلزونياً. وفي هذه الحالة سيمنع تحرير القيادات (freeing controls) من الدخول في حركة حلزونية مميتة. وهنالك سبب آخر يتطلب جعل الطائرة الشخصية مستقرة حلزونياً هي في إتاحة الفرصة للطيار المتدرب الذي يقود منفرداً لأول مرة (solo pilot)، أن يقرأ الخريطة بدون أن يجد طائرته وقد انعطفت عندما يرفع رأسه عن الخارطة.

لسوء الحظ قد تبدو طائرة باستقرار حلزوني متأصل، غير مستقرة حلزونياً عند تحرير دفات التوجيه والدحرجة (rudder and ailerons)، بسبب احتكاك القيادات (control friction) (Campbell, Hunter, Hews and Whitten, 1952). ولتصحيح ذلك، صمم باحثو NACA نظامَ تحكم مركزياً معقداً نسبياً للتغلب على مسألة الاحتكاك بدون تداخل مع نشاط التحكّم الاعتيادي.



الشكل 15 ـ 5 التصميم المُختبر لمركزة دفة الدحرجة على الطائرة سيسنا 190. تحصر الأسطوانة المفرغة نابضين مضغوطين مسبقاً، للتغلب على احتكاك نظام التحكم وتأمين مركزة دفة الدحرجة. إن تعشيق الجهاز مع وموازن الضبط كلاهما يتم يدوياً من قبل الطيار (من: (Campbell, Hunter, Hewes, and Whitten, NACA Rept., 1092, 1952.

تحتضن أسطوانة صغيرة نابضين مضغوطين مسبقاً ومحوراً معدنياً يمر خلال الأسطوانة، وهنالك كتف على المحور وأكتاف مطابقة داخل الاسطوانة في منتصفها. وثمة حلقة التقاط دائرية تحت نهاية كل نابض يتم دفعها مقابل الكتفين بقوة تساوي قوة تحميل النابض المسبقة. ولا يمكن للمحور أن يتحرك بالنسبة إلى الأسطوانة بدون تحريك حلقات الالتقاط الدائرية، وبالنتيجة الضغط على أحد النابضين. قام فريق كامبل بتركيب الأسطوانات المحملة مسبقاً في كلٍّ من نظامي التحكم بدفة الاتجاه ودفة الدحرجة في الطائرة Cessna 190 مع تزويد موازن ضبط دفة الاتجاه (rudder trim) بموتور كهربائي صغير، وتزويد موازن دفة الدحرجة بعمود محلزن (Jack screw)، وتعمل ملفات جاذبة (solenoids) عل ربط أو تحرير الأدوات المحملة سلفاً (preload devices) (الشكل 15-5).

وبدون مَركَزة هذه الأدوات، ستتباعد الطائرة باتجاه رفس دعسة دفة الاتجاه وبعد رفس أو تحريك، ثم تحرير أيٍّ من القيادات. وهكذا، بوجود آلية المركزة فقد تعزز استقرار الحلزنة المتأصلة في الطائرة Cessna 190 ليصبح نافذ المفعول. وهكذا، بعد رفس دفة الاتجاه (rudder kick) وإطلاق كافة القيادات تعود الطائرة إلى حالة الطيران الأفقي، وتستمر كذلك إلى أجل غير مسمى.

15 ـ 6 مؤفقات الأجنحة Wing Levelers

إن مؤفق الجناح (wing leveler) هو عبارة عن طيار آلي بمحور واحد يستخدم في طائرات الخدمة العامة (general aviation) لمنع الانزلاق أو التشتت الحلزوني (spiral divergence). وكان نظام مركزة دفة الدحرجة الذي طوره جون كامبل (John Campbell) في NACA عام 1952 والمركب على الطائرة سيسنا 190 قد تم تحسينه بعد عدة سنين بنظام NACA جديد حوّله إلى مؤفق للجناح (wing leveler)، (Phillips, kuehnel and Whitten, 1957).

كان تصميم فيليبس عبارة عن موازن ضبط دفة الدحرجة (aileron trimmer)، مضافاً إلى نظام مَركَزة دفة الدحرجة السابق، حيث تم نقل نقطة ضبط دفة الدحرجة بمعدل سرعة بطيئة وفقاً لخرج جيروسكوب معدل زاوية الانعراج (yaw rate gyro) (الشكل 15-6). وقد ترك معدل سرعة موازن الضبط البطيء 1.5 درجة/الثانية حركة الدحرجة الهولندية الاهتزازية غير متأثرة.

لقد أظهرت سجلات طيران سيسنا أن جهاز الضبط يبقى زاوية انعطاف

أمينة إلى أجل غير مسمى، بل وحتى بإمكانه تأمين استرداد بدون مس عجلة القيادة (wheel-free recovery) من وضعية الانعطاف، أو تأمين استقرار إيجابي للحركة الحلوزونية. لقد نوّه فيليبس (1998) بقوله: إن قيادة NACA أخفقت في التقدم للحصول على براءة اختراع لمؤفق الأجنحة الخاص به، بالرغم من نشر كشف بمشروع البراءة، ولكن بدون إسناد ساري المفعول، وعليه فإن صانعي الطائرة الخفيفة والطيار الآلي سوف لن يأخذوا بتسويق النظام.

هذا، وإن نسخاً حديثة من مؤفقات الأجنحة لفيليبس باتت متاحة. وإن شركة أنظمة طيران القرن المحدودة (Century Flight System Inc.) التي بدأت مشوارها باسم ميتشل (Mitchell)، أصبحت Edo-Air Mitchell، ثم انفصلت مؤخراً لتصبح سنتوري (Century) انتجت مؤفق الأجنحة الأول (wing leveler Century 1). وهذا النظام شبيه من حيث المبدأ بنظام مؤفق الجناح لفيليبس المركب على الطائرة سيسنا 190، وهو مؤهل بإشارات جايرو ترسل زاوية معدل الانعراج (yaw rate gyro) إلى مخدم دفة الدحرجة (aileron servo).

إن القدرة على قيادة انعطافات أو تتبع CDI (مؤشرة اتجاه الرحلة Course Direction Indicator-) لأغراض تطبيق (VOR (VHF Omni - Directional Range، وILS النظام الآلي للهبوط (Instrument Landing System)، ومحدد الموقع (Localiser) أو نظام تحديد الموقع الجغرافي العالمي (GPS)، وأضيف نظام تقفي (tracking) جعل من نظام Century 1 نوعاً من طيار آلي بسيط.

15 ـ 7 دور وسائل العرض (الشاشات) The Role of Displays

فيما عُزِّزَ التصميم الأمثل للاستقرار والتحكم بوسائل صنعية مثل أنظمة تحكم المَرَكَزَة (control centering devices)، ومؤفقات الجناح باعتبارها من الأمور الأساسية للطائرات الآمنة، فإن بعض أوجه القصور في الأمان يمكن تعديلها بإضافة شاشات عَرض من نوع معين إلى قمرة القيادة (Loschke, Barber Envoldson and McMury, 1974). ذكر هؤلاء أن وجود شاشة مدير أو موجّه الطيران (flight director) يوفر منفعة معنوية للطائرة ثنائية المحرك، خلال التقرب للهبوط آلياً (ILS)، في جو مضطرب. فإن عيب العمل المتعب للطيار خلال هذه التقربات قد تَوضّح من استطلاع سابق للطائرات الخاصة، ما يجعل تتبع الأجهزة بدقة من الأمور الصعبة حتى بالنسبة إلى الطيارين ذوي الخبرة بهذه العدادات. من ناحية أخرى، فإن جهاز مدير الطيران الذي يجمع مدخلات

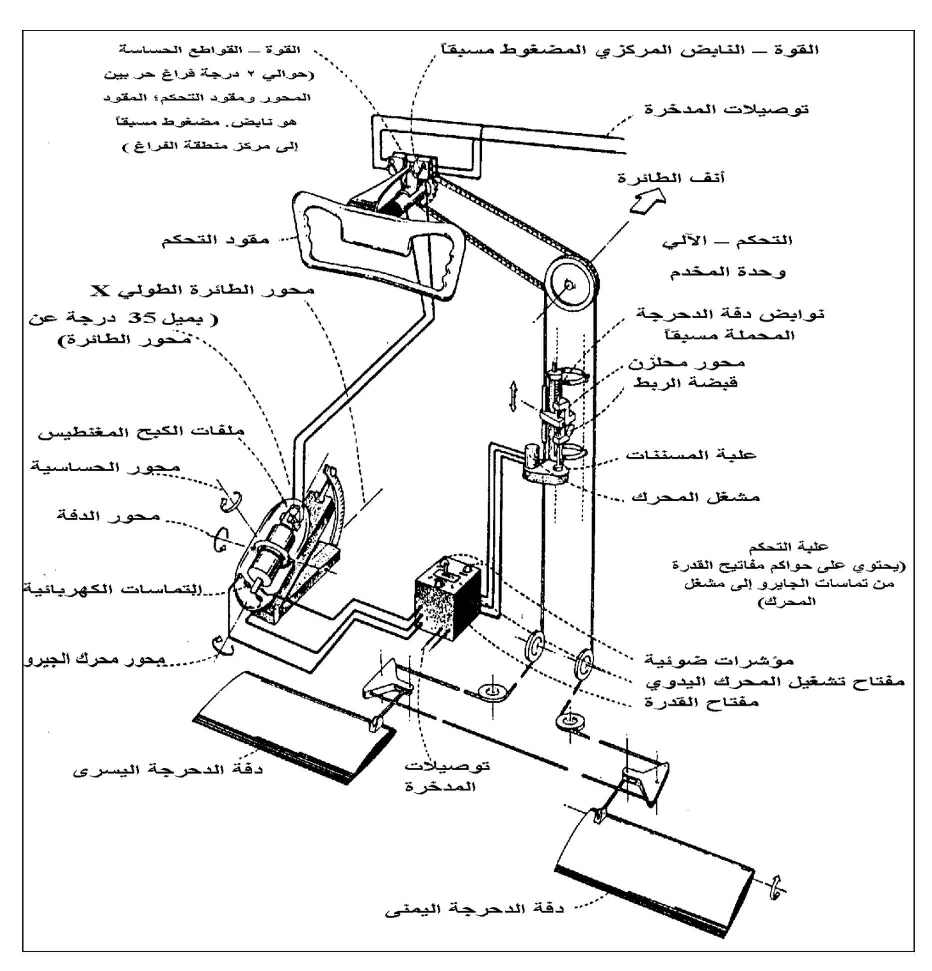
من الارتفاع ومعدل الجايروسكوبات، أي بمعنى آخر يخبر الطيار كيف عليه أن يحرك القيادات، ويقلل إلى حدٍّ ما عبء العمل المفرط الملقى على عاتقه. وحتى التحسينات الكبرى في التقفي عند التقرب للهبوط الآلي (ILS) في الأجواء المضطربة قد تحققت عندما يتم دمج شاشة عرض مدير الطيران مع أوامر سلوك الطيار الأولى.

إن التجارب الكثيرة لطيار الخطوط الجوية العامل على طائرات الركاب النفاثة ذات الأنظمة المؤتمتة معنية أيضاً بالتحسينات التي يوفرها «مدراء الطيران» والطياريون الآليون لطائرات النقل العام. والسؤال هو كيف تستمر هذه الأنظمة في تحسين أمان الطيار في ظروف التشغيل جميعها. كتب وليام فيري (William M. Ferree) من مانت فيرنون، نيوهاً مشير (عام 1944) ما يلي نصه:

كنت طياراً محترفاً لأكثر من 20 عاماً، وأقود حالياً الطائرات البوينغ 757 و767. ويُعطي المستوى الرفيع للأتمتة في هذه الطائرات الممتازة قدرات كانت مشهودة في السنوات القليلة الماضية. إلا أن إجراءات الأتمتة تتوقف عند إدخال بعض التغيير المعنوي على خطة رحلة الطيران، والتغيير يمكن أن يحصل نتيجة عطل في أحد الأجهزة، أو بسبب صعوبات في نظام مراقبة الحركة الجوية أو الطقس وهي صعوبات أكثر شائعة. وتبقى المشكلة قائمة ما لم تُعَدْ برمجة الكمبيوتر في هذه الحالات، والا فسيكون بلا فائدة. وإعادة البرمجة يجب إجراؤها دائماً أثناء القيام بالتحضيرات للهبوط، وهو وقت يكون فيه الطيار منشغلاً بشكل كبير.

استمر فيري (Ferree) بملاحظته أن لوحة قيادة 757 و767 تحتوي على عدة مفاتيح لانتخاب أشياء مثل السرعة الجوية والارتفاع والعديد من مفاتيح الكبس المربعة المماثلة، ولا يمكن تشغيل اللوحة باللمس إنما يجب أن يتابعها الطيار بالترتيب لتشغيلها. وإن الكلام حول أجهزة يُعاد برمجتها تلقائيّاً (أو فوراً) يجب أن يكون أكثر جدية في الطائرات التجارية عنه في طائرات الاستخدام العام (general aviation) لا سيما فيما يتعلّق بأجهزة «مدير الطيران» والطيار الآلي.

واليوم تملك الطائرات التجارية النفاثة والثقيلة والمؤتمة شاشة عرض كاثودية أو مسطحة متعددة الوظائف لخدمة كافة عدادات وأنظمة المحرك، وإن جميع هذه الأنظمة مكررة على أربع نسخ كضمان احتياطي في حالة العطل. وما يزال القليل من عدادات الطراز القديم يستخدم في لوحة العدادات كضمانة إضافية.



الشكل 15 ــ 6 نظام الجناح الأفقي الذي يعمل من خلال حركة نوابض مركزة دفة الدحرجة عند سرعة منخفضة ثابتة بالاستجابة للسرعة الزاوية للاتجاه المُقاسة. تُحسن قواطع قوة المقبض من المناورات من خلال قياس الجيروسكوب. تم تطبيق النظام على الطائرة سيسنا 190 (من: Phillips, Kuehnel, and Whitten, NACA Rept. 1304, 1957).

إن لجميع طائرات البوينغ التجارية، ابتداءً من 707 صعوداً، عداداً أفقياً صناعياً جايروسكوبياً مساقاً بالخواء (vacuum - driven gyro horizon) صغيراً واحتياطياً، موضوعاً إلى جانب لوحة العدادات الرئيسية. يعطى هذا العداد قراءة موثوقة لعدة دقائق بعد حصول عطل في القدرة الكهربائية، وذلك لعطالة دوار الجيروسكوب (gyro’s rotor inertia).

سؤال آخر يتعلق بأتمتة طائرات النقل النفاثة هو: إن كانت الأتمتة تخفض

من مثابرة الطيار وكفاءته. ويذكر ويات كوك (Wyatt Cook) طيار الخطوط الجوية الأميركية أنه في برامج تدريب الطيارين في دالاس، يتطلب أن يكون واحدٌ من كلٍّ طيارين اثنين على صلة بالبيانات الخام، أي بإشارات VOR وILS الراديوية الدلالية. وكتب وليام كوك (William H. Cook) والد الطيار ويات أن الأجهزة الأساسية [ILS, VOR] تتطلب عملاً كثيراً.

15 ـ 8 مزايدة الاستقرار غير الملائم Inappropriate Stability Augmentation

كانت مزايدة الاستقرار (stability augmentation) لتخميد زاوية الانعراج (yaw damping) مطلوبة في الطائرات التي تطير بارتفاعات عالية لأسباب فيزيائية حتمية، لا مهرب منها. فنسبة تخميد الدحرجة الهولندية الاهتزازية تتناسب طردياً وكثافة الهواء، ولا يمكن لطائرة أن تتوقع اخماد زاوية الانعراج في الارتفاعات العالية التي تزيد على 35 قدماً. والأمر كذلك أيضاً بالنسبة إلى الاستقرارية الطولية في السرعات الفوتية العالية.

وفي الطائرات التي اختزلت فيها سطوح الاستقرار (stabilizing surfaces) أو حتى حذفت لغرض التخفي (stealth)، يتوجب تزويدها باستقرار صنعي أو تزايدي. وفي الناحية المتطرفة الأخرى، يمكن للمرء أن يرى مزايدة الاستقرار المطبعة بشكل غير ملائم، أي ما يتعلق بتصحيح نواقص أو إخفاقات جودة الطيران الناجمة عن تصميم إيروديناميكي أساسي، ضعيف. فعلي سبيل المثال، ليس هنالك من سبب في الحقيقة لاستخدام مزيدات استقرار طولي سكوني (static longitudinal stability augmenters) في طائرات الاستخدام العام (الشخصية) والأمر يزداد خصوصية عندما يكون «المزيدات» معقداً، وتذهب أبعد من مجرد إضافة نوابض سفلية (downsprings) بسيطة، لتضيف مشالك صيانة وأعطال يتوجب حلها.

ومن الأمثلة ذات الصلة، نظام مزيد الاستقرار في الطائرة PA-31T Piper من سلسلة Cheyennes. فالنظام مكون أساساً من نابض سفلي، ولكن مدى سرعة أدائه وتغاير توتر نابضه تحكمهما عنفةُ زاوية الهجوم (angle of attack vane) وكمبيوتر، ويكمل عمل المنظومة ثقل موازن (bobweight). ولعل هذه المكونات ضرورية لأن هيكل طائرة Cheyenne مشتق من نموذج «piper» الأقل قدرة والمسمى Navajo، ومحرك Cheyenne أكثر قدرة، وأيضاً أخف، ما يسبب

مشاكل تتصل بتراجع مركز الثقل. ولعل إعادة موازنة الطائرة سيكون حلاً أفضل مما نعتبره، نحن، استخداماً غير ملائم للاستقرار المتزايد.

15 ـ 9 الترتيبات الإيروديناميكية غير الاعتيادية Unusual Aerodynamic Arrangments

تشكل بعض التكوينات الإيروديناميكية مثل الكنارات (canards) والأجنحة الرئيسية الطافية (floasting main wings) (Regis, 1995) والذنب الأفقي المتقدم أو المتأخر (fore and aft horizontal tail)، والذنب بشكل الحرف V (vee-tail)، وانعدام الذنب، أخطار خاصة في تصميم الطائرة الشخصية وذلك لمحدودية فرصة الاختبار الإيروديناميكي الشامل الذي تخضع له هذه الطائرات. ويتوقع المصممون حل مشاكل الاستقرار والتحكم في اختبار النموذج الأولي (prototype testing)، ولكن اختبار الطيران يمكن أن يترك مجالات متعددة غير متكتشفة، مقارنةً باختبار النفق الهوائي الممنهج.

إن احتمال انهواء ذنب الطائرة Beech Model 35، الشبيه بالحرف V عندما يتقدم موقع مركز الثقل، أو عند إنزال القلابات، يقود إلى تجاوز مفاجئ لأنف الطائرة (abrupt noseover)، كما ذكر في الفصل الرابع عشر.

كما إن مشاكل الاستقرار والتحكم الخاصة بطائرات الكنار قد ذكرت في الفصل السابع عشر.

إن تطبيقات الكنار في الطائرات العسكرية لها فرصة أفضل للنجاح مقارنةً بالطائرات الشخصية. فتطبيقات الكنار العسكرية لها فرصة أفضل للنجاح مقارنةً بالطائرات الشخصية. فتطبيقات الكنار العسكرية تجري بحماية العديد من برامج اختبار النفق الهوائي الكبير، وتزايد استقرار الكتروني، فيما لا تتوفر مثل هذه الحماية لمصممي الطائرات الشخصية.

15 ـ 10 متطلبات الطيران الأعمى من الاستقرار والتحكم Blind-Flying Demands on Stability and Control

الطيران الأعمى هو طيران متحكم به بدون الاستعانة بمرجع من خارج المقصورة، وعلى وجه الخصوص الأفق (horizon). وبعبارة أبسط، ليس هنالك من وسيلة يمكن أن تجعل الطائرة ملائمة للطيران الأعمى من خلال

التصميم الإيروديناميكي وحده. وعلى الطيار الاعتماد على أحد أشكال الأجهزة الجيروسكربية للاحتفاظ بالتحكم. وهذه تكون إما كجهاز في لوحة العدادات أو كجزء من منظومة الطيار الآلي.

وتأتي الحاجة إلى العدادات (instrumentations) من تأثيرات اللااستقرارية الحلزونية (spiral instability)، أو بسبب احتكاك قيادة دفة الدحرجة في الطائرة المستقرة حلزونياً، كما تم توضيحه في الفقرة 5. وحتى لو تم بناء استقرارية حلزونية قوية في التصميم، على حساب خواص طيران أخرى محبذة، فإن الطيار قد يفقد السيطرة والتحكم في الارتفاع ما لم يكن قد تلقى تدريباً في كيفية تخميد حركة الفيغوئيد (الفصل الثامن عشر، الفقرة 9)، من خلال الرجوع إلى السرعة الجوية فقط.ويمكن منع التشوش الموقعي (special disorientation) الناتج من الخداع البصري من خلال الرجوع إلى الأجهزة والعدادات. لقد أدرج دليل معلومات الطيران لـ FAA لسنة 1999 (FAA's Aeronautical Information Manual 1999) لسنة (1999) ما لا يقل عن 14 خداعاً بصرياً طيرانياً مثل كويوليس (Coriolis)، والانهيار الحلزوني المميت (graveyard-spin)، والأوهام الجسمية somatogravic، والمعكوسة (inversion illusion).

15 ـ 10 ـ 1 الإبرة، الكرة والسرعة الجوية Needle, ball, and airspeed

تمنع تعليمات الطيران الفيدرالي الأميركية (US AFR) الطيران تحت قواعد الطيران الآلي (IFR)، أو الطيران الأعمى، بدون عداد جيروسكوبي للتسلق/ الانحدار، والانعطاف، أو عداد الأفق الصنعي. ومع أن هذا الجهاز لم يخترع حتى عام 1929، إلا أن الطيارين المهرة كانوا يطيرون طيراناً أعمى قبل هذا التاريخ، باستخدام مؤشر معدل الدوران الجيروسكوبي (gyroscopic rate-of-turn indicator) الذي تم اختراعه عام 1920 من قبل ألمر سبيري (Elmer sperry, Jr.) يتمكن هذا الجهاز من تحسس معدل الانعراج ويعرضه إلى الطيار بشكل مؤشر ينحرف في اتجاه الطيران.

ويتضمن الجهاز المسمى «مؤشر الدوران والانزلاق» (turn and slip indicator) كرة منفصلة داخل أنبوب زجاجي مقوس تعمل كمعجل جانبي (lateral accelerometer) أو مؤشر انزلاق جانبي (sideslip indicator).

عندما يدمج مؤشر الدوران والانزلاق الجانبي مع التدريب على استخدام

التحكم بالروافع وعداد السرعة الجوية لتخميد نمط الفيغوئيد، سيسمّى تقنية الطيران الأعمى بالإبرة (needle)، والكرة (ball)، والسرعة الجوية (airspeed). ويذكر أن تشارلز لندبرغ (Charles Lindbergh) حافظ على تحكمه بالطائرة خلال الغيوم في رحلته عبر الأطلسي، بهذه الطريقة.

تستخدم بعض الطائرات الخفيفة الحديثة شكل المحور المائل (tilted-axis) في مؤشر الدوران والانزلاق. فعندما يميل محور جيمبال(*) الجيرو الذي يتراصف عادة مع المحور الطولي للطائرة بزاوية 30 درجة إلى الأعلى، عندئذٍ يقيس الجهاز السرعة الزاوية للدوران فضلاً عن السرعة الزاوية للانعراج. وعندما يبدأ الدوران تقود السرعة الزاوية للدوران السرعة الزاوية للانعراج، عندها يوفر ميل محور الجايرو توقع الدوران. ويدعى جهاز المحور المائل للدوران وجهاز الدوران والانزلاق بجهاز منسق الدوران (turn coordinator).

وتتطلب تعليمات الطيران الفيدرالي الأميركي US Fedral Aviation Regulations الخاصة بإجازة «طيار ـ خصوصي» (private-pilot certificate) (الفقرة 61 من الجزء الفرعي E) من المتقدم إشهار قدرة على التحكم بالطائرة منفرداً اعتماداً على أجهزة الطيران الأعمى التقليدي، والمتمثلة بمؤشر الأفق الصناعي والجايرو الاتجاهي، علماً بأن العديد من هؤلاء الطيارين لا يزالون يخضعون لطرق الطيران الأعمى باستخدام الإبرة، والكرة والسرعة الجوية، وهي المتطلبات المحدودة لقدرة الطيران الأعمى اللازمة للطيارين الخصوصيين، وهي غير مطلوبة لشهادة FAA الترفيهية FAA recreational pilot) certificate) (الفقرة 61 من الجزء الفرعي D).

15 ـ 10 ـ 2 الأفق الصنعي، والجيرو الاتجاهي، والطيار الآلي
Artificial horizon, directional gyro, and aoutopilot

لقد بدأ تاريخ الطيران الأعمى الدولي مع طيران دوليتل (Jimmy Doolittle) في الطائرة Consolidated NY-2، في أيلول/ سبتمبر في عام 1929. كانت الطائرة مجهزة بجهازين جيروسكوبيين، جيرو الأفق، وجيرو الاتجاه. ولكلٍّ من هذين الجيروسكوبين عجلة دوّارة حرة تميل إلى الإبقاء على موضعها في فضاء

(*) جيمبال: أداة لإبقاء الشيء أفقياً.

عطالي. وقد ركبت العجلات في جيمبال مزدوج لكي تبقى حركتهما حرة أثناء دوران الطائرة. ويتم عرض الدوران النسبي على واجهات الأجهزة. ويتطلب الحصول على شهادة صلاحية طيران أميركية، أن تكون الطائرة مجهزة بهذه العدادات.

هذا وتوفر التطورات الحديثة في الملاحة العطالية المعتمدة على جيروسكوبات لايزرية وتحديد موقع وسلوك الطائرة من خلال النظام العالمي لتحديد الموقع الجغرافي (GPS)، نمطاً اصطناعياً للأفق الصنعي والجيرو الاتجاهي. وكذلك يستخدم الطيار الآلي هذه الأجهزة أو أنماطها الصنعية في الطيران الأعمى الأوتوماتيكي.

15 ـ 11 أداء عمليات الطيران الآلي IFR بطيار منفرد Single-Pilot IFR Operation

إن تنفيذ تقارب للهبوط الكامل اعتماداً على الآلات فقط يعدُّ مطلباً إجرائياً مهماً. فالطيارون يمنحون تخويلاً بالطيران الآلي (instrument rating) بعد العديد من ساعات التدريب الأرضي (ground school)، والممارسة خلال الطيران الفعلي، وبعد اختيارات أرضية وجوية مضنية. وفي الولايات المتحدة، ولغير طياري الخطوط الجوية المجازين بالطيران الآلي، تجديد إجازاتهم (instrument ratings) كل ستة أشهر، إما مع مدرب طيران من خلال القيام بجولة طيران لفحص كفاءتهم، أو بالطيران لمدة ست ساعات في كابين تدريب معتم (under the hood)، أو تحت ظروف جوية ملجئة لاستخدام الآلات (instrument weather conditions)، وأيضاً تنفيذ ستة تقاربات هبوط آلي في تلك الفترة من الزمن.

عادة يحصل طيارو الخطوط الجوية التجارية على قدر كبير من خبرة الطيران الآلي أكثر مما يحصل عليه الطيارون الخصوصيون ممّن لديهم إجازة طيران آلي. وعلى الطيارين الخصوصيين من حملة إجازة الطيران الآلي أن يجمعوا ست ساعات زمن طيران أعمى في الأقل، وستة تقاربات للحط الآلي في كل ستة أشهر، لكي تبقى كفاءتهم سارية المفعول. ويتلقى طيارو الخطوط الجوية التجارية خبرة طيران آلي متكررة لأن كافة الطائرات التي تعمل بارتفاع يزيد على 18000 قدم، وبحكم القانون، يجب أن تكون مهيأة للطيران الآلي.

وقد اتفقت شركات النقل الجوية التي تسيّر طائرات نفاثة، مع إدارة الطيران الفيدرالي FAA أن تلتزم بخطط الطيران الآلي حتى بارتفاعات نقل عن 10000 قدم، مع أن هذا غير منصوص عليه قانوناً.

إن هذا الاتجاه في التدريب ليس في غير محله، لاسيما عندما يدرك المرء بيئة مقصورة الطيار في طائرة خاصة، أثناء تقرب آلي للحط في طقس سيّئ. فعلى الطيار حينئذٍ أن يتعامل مع قراءات عدادات الاتجاه، والسرعة، والموقع الجانبي، والموقع العمودي، ومعدل الغطس في الحدود الدنيا. وعلى الطيار، أو الطيارين، أن يتعامل أيضاً مع التعليمات اللاسلكية أو التحذيرات والتوصيات حول التقاطعات (intersections) في مسار الطائرة في ارتفاعات مختلفة، وتحويلات التردد الراديوي، وحركة المرور (طائرات أخرى)، والريح، وظروف مدرج المطار والتعليمات التي تصل عبر راديو مشغول غالباً مع خشخشة السماعات، وقد يتطلب أحياناً تكرارها ونسخها على دفتر ركبة (knee pad) لاستعادة تذكرها. إذ إن وسائل عرض التعليمات عيانياً وسهولة ربطها وتداولها لا تزال قيد المستقبل وما يجلبه لنا من ابتكارات. من ناحية أخرى فإن إجراءات الهبوط ومراجعة قوائم التدقيق (checklists) تجري عادة تحت إضاءة خافتة، ويضاف إلى كل ذلك مخاوف حول ظروف التجلد، واحتياطات الوقود.

بحلول موعد سلسلة اختبارات الطيران الثانية لـ NASA، والخاصة بجودة طيران الطائرة الخاصة، عام 1966، كانت الطائرات الشخصية بدأت باستخدام تجهيزات تقاربات الهبوط الآلي (ILS) الدقيقة، غالباً بواسطة طيار وحيد.

وكان ولايزال من المعقول التساؤل عمّا إذا كان تخميد الدحرجة الهولندية الضعيف، وتغيرات موازن الضبط الطولي المفرطة بسبب تطبيق قدرة المحرك، والتصميم السيّئ لأنظمة موازنات الضبط (trim systems) التي وجدت في اختبارات NASA لعام 1966، تضيف إلى مشكلة التقرب الآلي بقيادة طيار وحيد.

بدأت دراسات عبء عمل الطيار (pilot workload) المرتبطة بتقاربات الطيران الآلي بنفس الوقت الذي بدأ فيه تطبيق إجراءات ILS. إلا أن الدراسات القليلة التي تفحصت العلاقة بين جودة الطيران وكفاءة الحط الآلي من قبل طيار وحيد لم تذهب بعيداً بما فيه الكفاية. فعلى سبيل المثال، كان اختبار طائرة متغايرة الاستقرار أجري في جامعة برنستون، اعتمد طيار متمرس واحد، وجرى تعريضه لإجهاد وتشتيت فكري (distraction)، (Bar-Gill and Stengel, 1968).

وقد وجد أن هنالك علاقة ترابط معتدلة بين الانحدار الشراعي (glide slope) وأخطاء السرعة الجوية، مع بعض الاستقرار، وموسطات تغير موازن الضبط.

وعلى أية حال، يودّ المرء أن يعرف حقاً فيما لو أن خواص جودة الطيران الضعيفة (poor flying qualities) يمكن أن تلعب دوراً في إفساد تقرب الهبوط الآلي بطيار وحيد، تحت ظروف شديدة القسوة، وبقيادة طيار مجاز في الطيران الآلي، ولكن بقدرة محدودة. ولطالما انتهت تقربات هبوط آلي بطيار وحيد تحت ظروف ضاغطة بكوراث. وليس لدينا من طريقة، عادة، لمعرفة مقدار مساهمة أي خاصية من خواص جودة الطيران في هذه الكوارث.

15 ـ 12 التطلعات نحو طائرات شخصية آمنة Prospects for Safe Aircrafts

كان الإنتاج التجاري لطائرات شخصية جديدة التصميم في أميركا قد أهمل لسنوات عديدة، بسبب الكلف العالية ودعاوى حصر المسؤولية. وانتشر بدلاً من هذا الإنتاج بناء الطائرات بيتياً ومن قطع مجمعة (kit built). ولكن بدون تحسين واضح في الاستقرارية والتحكم، يضاف إلى التصاميم التجارية القديمة. وقد أظهر العديد من تصاميم الطائرات المجمعة أطوال ذنب غير ملائمة، بالإضافة إلى سمات استرداد الانهيار الحلزوني غير الكفوءة أو الناقصة. وقد انتشرت هذه الحالة على الرغم من أحكام لوائح إدارة الطيران الفيدرالي FAA، البند 21، الذي يدعو مصنعي القطع التجميعية إلى الامتثال إلى متطلبات صلاحية الطيران، البند 23 الخاص بطائرات الاستخدام العام الشخصية.

وعادة، تتأهل الطائرات المجمّعة من قبل هواة في الولايات المتحدة الأميركية كطائرات تجريبية (experimental) بأحكام البند 21 من تعليمات إدارة الطيران الفيدرالي، ولكنها تكون مستثناة من أحكام البند 23 الخاص بصلاحية الطيران (airworthiness provisions). ويستثنى صنف جديد من الطائرات فائقة الخفة (ultralight vehicles) (البند 103) أيضاً من أحكام الفقرة 23. ان طائرات البند 103 هي طائرات VFRحصرياً، والـ VFR، (Visual Flight Rules) نظام يحتم الطيران المرئي ضمن شروط معينة. وينبغي أن لا يزيد وزنها وهي فارغة على 254 باونداً، وأن لا تتجاوز سرعة انهوائها 24 عقدة، وإن أقصى سرعة جوية لها تقل عن 55 عقدة.

لعل الفجوة في الانتاج التجاري لتصاميم الطائرات الشخصية الجديدة

تجلب التطويرات في الاستقرار والتحكم. وهنالك نوعان من التطويرات يمكن أن تجعل هذا الأمر ممكناً هي التصميم بمساعدة الكمبيوتر (computer-aided designs)، والملاحة من خلال الأقمار الصنعية (السواتل).

أولاً: التصميم بمساعدة الكمبيوتر: وقد عمل على توفيره بمستوى من الكلفة وسهولة التناول ما جعله متاحاً لصناعة الطيران الخاص، ومعقولاً لبناة الطائرات المجمعة ممن يجيدون التعامل مع الكمبيوتر. وهنالك ثلاثة أنظمة في الأقل متاحة لهذا الغرض.

ـ تبيع شركة لورنس للتصميم، والتحليل، والبحث، وموقعها في كنساس برمجية تسمى «Advanced Aircraft Analysis» (تحليلات الطائرة المتقدمة) تتيح للمستثمرين حساب حجم سطوح الذنب الملائمة للاستقرار، بالإضافة إلى حساب بقية مشتقات الاستقرار والتحكم، وكذلك لتوليد ديناميكيات خطية.

ويتوفر مخطط تصميم بمساعدة الكمبيوتر، آخر، تم تطويره من قبل فردريك سميتانا (Frederick Smetana). وقُدِّم هذا المخطط كنسخة الكترونية لكتاب بيركنز وهاجي (Perkins and Hage) المعنون Aircraft Performance, Stability and Control أو «أداء الطائرة، الاستقرار والتحكم».

والمجموعة الثالثة من برمجيات الكمبيوتر في التحليل والتصميم الإيروديناميكي المخصصة للكمبيوترات الشخصية يتم تسويقها من قبل: Desktop Aeronotics Company الموجودة في ستانفورد، كاليفورنيا.

ويمكن استخدام البرمجية «LinAir Pro» لتوليد مجموعة كاملة من مشتقات الاستقرار لطائرة ذات شكل عشوائي. ينبغي أن تكون الدقة قابلة للمقارنة مع طرق كتب التصميم الاسترشادي الأولية.

مع توفر البرامج التصميمية للكمبيوترات الشخصية، كتلك المذكورة أعلاه وغيرها، التي ستتطور لاحقاً بالتأكيد مما يزيل الأسباب لحصول أخطاء أساسية في مخططات الاستقرار والتحكم التي سيعتمدها مصممو الطائرات المجمعة، وطبعاً مصممو الطائرات الشخصية المبنية تجارياً في المستقبل.

كملاذ أخير، إذا كانت الطائرة شبيهة بطائرة مشهورة، ويقع مركز ثقلها على بعد 25٪ من وتر الجناح، فمن المحتمل أنها ستطير وستصبح مرضية

بشكل معقول من خلال تعديل سطوح السيطرة وغيرها من التحسينات، استناداً إلى اختبارات الطيران. لقد أصبحت أنظمة الملاحة بالسواتل (GPS) متاحة لطائرات الاستخدام العام (الشخصية) وانعكاس نتاج وذلك على الاستقرار والتحكم. وينبغي على العديد من المطارات الصغيرة أن تكون جديرة بتوفير تقربات هبوط آلية أو غيرها، معترفٍ بها. فإذا أصبح الهبوط الآلي أكثر شيوعاً في الطيران العام، ستكون هنالك حاجة إلى مزيد من الانتباه في التعامل مع الجودة تحت هذه الظروف. كما سيسمح تبسيط الملاحة باستخدام نظام GPS للطيارين، بإيلاء المزيد من الانتباه إلى التحكم بالطائرة.

الفصل السادس عشر

قضايا الاستقرار والتحكم في الأجنحة المتراجعة المتغيرة

Stability and Control Issues with Variable Sweep

إن الزاوية المتغيرة لتراجع الجناح هي محاولة لتحصيل أفضل أداء، مع مميزات استقرار وتحكم يجمع بين الأجنحة المستقيمة والمتراجعة. فالأجنحة المستقيمة تمتلك مميزات استقرار وتحكم في السرعات البطيئة اللطيفة، مع قيمة عظمى للرفع، وكبح منخفض في التطواف (Cruise).

بينما تمتلك الأجنحة المتراجعة كبحاً في السرعات حول الصوتية (transonic) والفوق صوتية، واستقراراً وتحكماً جيداً عند رقم ماخ العالي.يتم فتح الأجنحة بالكامل في الطائرة متغيرة التراجع (variable sweep airplane) أو تبقى بدون تراجع (unswept)، في السرعات المنخفضة، كما أنها تتراجع للخلف عند أرقام ماخ العالية.

16 ـ 1 أوائل الأجنحة المتراجعة ـ الدحرجة والانتقال The First Variable-Sweep Wings-Rotation and Translation

وجد مصممو أوائل الطائرات ذات الجناح متغير التراجع، وهي ميسيرشميت (Messerschmitt p. 1101)، وبيل (Bell X-5)، وغرومان (Grumman XF10F-1)، أنه من الضروري تحريك نهايات الجناح الداخلية (inboard ends) إلى الأمام على جسم الطائرة عندما تتحرك أطراف (tips) الجناح إلى الخلف. وكان هذا للمحافظة على متوسط وتر الجناح تقريباً في نفس الموقع الأمامي

والخلفي على امتداد الجسم. مما يبقي المسافة من مركز ثقل الطائرة إلى المركز الإيروديناميكي، تقريباً، نفسها كلما تراجع الجناح للخلف.

بالإمكان تصوّر تعقيد ارتباط «الهيكل ـ جناح» الذي يتوجب تحريكه، وكذلك تدويره والذي شكل كابوساً مزعجاً لمصممي الطائرات. وفي الحقيقة، ومع أنها كانت الطريقة الوحيدة المتاحة لتراجع الجناح إلا أن هذا المفهوم طبق فقط في طائرة البحث.

16 ـ 2 الخرق الأول ـ تراجع بالدوران فقط The Rotation- Only Break Through

كان مفهوم الدوران فقط للجناح متغير التراجع قد ابتكر من قبل الدكتور بارنيز واليس (Dr. Barnes Wallis) لدى فيكيرز ـ أرمسترونغس (Vickers - Armstrongs)، في ويبريدج، حوالى عام 1954. وابتداءً من عام 1959، جَعل الأداء المبدع لفريق مخبر لانغلي في الناسا، بما في ذلك الدكتور واليس من أجنحة التراجع المتغير عبارة عن خيار تصميم عملي. فلقد وجد أحد عناصر الفريق، وليام ألفورد الابن (William J. Alford)، وإدوارد بولهاموس (Edward C. Polhamus)، وواليس طريقاً عملياً لحذف الانتقال (translation)، أو حركة أطراف الجناح الداخلية إلى الأمام والخلف، مُبسّطين بذلك آلية الانتقال/ الدوران المعقدة للجناح متغير التراجع إلى دوران فقط.

كانت الفكرة تتمحور بربط الأجنحة بشكل جيد من الخط المركزي (centerline) للطائرة، وجلب حواف الجناح الخلفية عندما تتراجع بالكامل بشكلٍ موازٍ وقريب من الحواف الأمامية للذنب الأفقي. وفي تصميم ألفورد ـ بولهاموس ـ واليس، يكون تمحور الجناح على النهايات الخارجية من قفاز على هيئة ماسة، هو جزء من مقطع الجناح الثابت الداخلي، ولكن له القدرة على التراجع بزاوية كبيرة. وتكون حمولة الأجنحة على امتدادها محمولة أولياً على الجزء الخارجي (أو على الألواح غير المتراجعة) عندما تكون الأجنحة في الموضع المتقدم. وتنتقل الحمولة باتجاه القفاز نسبياً إلى الداخل، عندما تكون الأجنحة في الموضع المتراجع.

وهذا الانزياح النسبي هو تماماً ما يحتاجه المرء لتقليل حركة المركز الإيروديناميكي لكامل الجناح عندما تمر الأجنحة بتراجعها الروتيني (Loftin, 1985) .

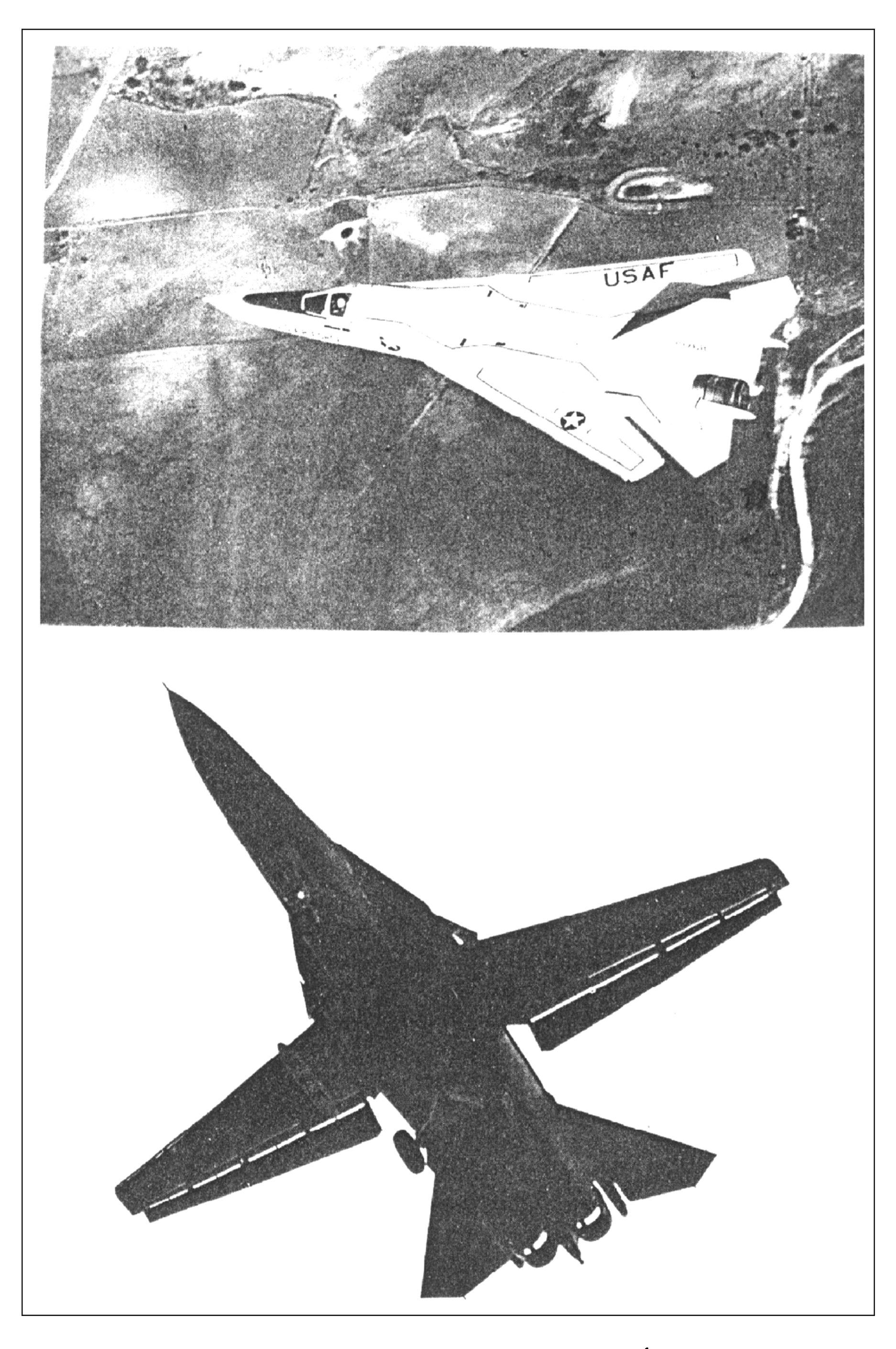
ويحمل ألفورد وبولهاموس معاً براءة الاختراع الأمريكية على هذا التصميم.

تنشأ الفائدة الإضافية لترتيب ألفورد ـ بولهاموس ـ واليس من تغييرات الجريان السفلي (downwash changes) مع تراجع الجناح، ما يزيد من جلب الحافة الخلفية للجناح قريباً من حافة الذنب الأفقي الذي يزيد بدوره من معدل تغير الجريان السفلي مع تغير زاوية الهجوم، وتخفيض تأثير استقرار الذنب. ذلك، أن الذنب سيخفض من زيادة الرفع إلى الأعلى مع زيادة زاوية الهجوم. وفي الواقع، يعمل الجناح كعنفه دوران ضخمة، يحاذي (align) الجريان إلى الذنب الأفقي. ويكون انخفاض الاستقرار من الذنب الأفقي هو فقط ما هو مطلوب عندما يتراجع الجناح إلى الخلف بالدوران وحده.

طريق آخر من التفكير في نموذج ألفورد ـ بولهاموس ـ واليس، هو اعتبار الذنب الأفقي امتداداً للجناح عندما يتراجع الأخير بالكامل للخلف. إذ تحمل المساحة السطحية في الجزء الخلفي من سطح الرفع حمولة هوائية أصغر من قيمة نفس السطح باعتباره سطحَ رفع مستقلاً، في حين تؤدي الحمولات الهوائية الأدنى على الذنب الأفقي إلى الاستقرار الطولي السكوني المخفض، ومرة أخرى هذا هو المطلوب.

16 ـ 3 الطائرة أدفارك F-111، أو TFX The F-11 Aardvark or TFX

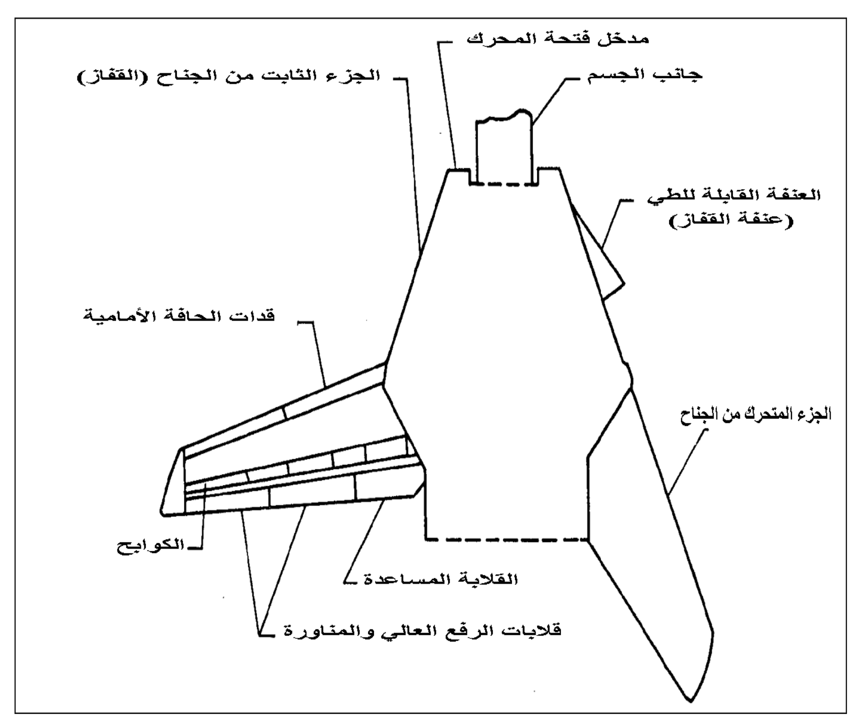
جاءت عملية زاوية التراجع المتغيرة في الوقت المناسب تماماً لتعزيز مفهوم TFX، التي أصبحت فيما بعد طائرة سلاح الجو F-111 (الشكل 16-1). تستخدم الطائرة F-111 آلية ألفورد ـ بولهاموس ـ واليس للدوران فقط. ويكون مجال التراجع في الأجنحة من 16 إلى 72.5 درجة، مع سرعة تطواف طبيعية تحت صوتية عند تراجع بزاوية 26 درجة. وطبق فيها استخدام التكرار الثلاثي لنظام الاستقرار المتزايد على المحاور الثلاثة. وليس هنالك أية مشاكل خاصة بالاستقرار والتحكم مع هذه الطائرة.



الشكل 16 ـ 1 تراجع الأجنحة بالكامل للطائرة F-111 **عند زاوية** 72.5 **درجة وعدم تراجع كامل عند 16 درجة (صور سلاح الجو الأمريكي).**

16 ـ 4 الطائرة تومكات F-14 F-14 Tomeat

الطائرة الأخرى ذات الجناح متغير التراجع التي دخلت الخدمة كانت طائرة البحرية غرومان تومكات F-14، (F-14 Tomcat). في هذه الطائرة يكون الاستقرار الطولي السكوني مفرطاً عندما تكون الأجنحة متراجعة بالكامل إلى الخلف عند أرقام ماخ العالية. ومع أن هذه الطائرة تستخدم ترتيب ألفورد ـ بولهاموس ـ واليس (Alford-Polhamus-Wallis)، إلا أن غرومان صححت المشكلة بإدخال امتداد صغير للحافة الأمامية على القفاز، والذي يُدعى «بعنفة القفاز» (الشكل 16 ـ 2). وتبدأ العنفة بالامتداد عند رقم ماخ 1، وتصل إلى امتداد كامل من 15 درجة عند رقم ماخ 1.5.



الشكل 16 ـ 2 المخطط التقريبي لشكل جناح الطائرة غرومان تومكات F-14 بتراجع متغير. تخفض عنفة القفاز القابلة للطي الاستقرار الطولي المفرط عند تراجع الأجنحة بالكامل للخلف (من: Loftin NASA SP 468, 1985).

وهنالك خواص أخرى هامة للاستقرار والتحكم في الطائرة F-14 هي تحريك جزئي للذنب الأفقي بشكل تفاضلي للتحكم بالحركة الجانبية. وتوفر

كوابح الجناح أيضاً إمكانية التحكم الجانبي عند تراجع الجناح بزوايا فوق 57 درجة. تصبح الكوابح مصطفة مع الريح تقريباً عند تراجع الجناح بزوايا فوق 57 درجة، بحيث إن قفلها لا يُفقدها شيئاً في قدرة التحكم الدحرجي. وكما لدى الطائرة F-111 فإن الطائرة F-14 تملك التكرار الثلاثي لنظام الاستقرار المتزايد (triply redundant 3-axis stability augmentation) على المحاور الثلاثة. وهي أنظمة تماثلية، تعتبر نموذجية لطائرة من جيلها.

16 ـ 5 الطائرة روكويل B-1 — The Rockwell B-1

القاذفة الإستراتيجية روكويل B-1 هي حالة هامة من حالات الجناح متغير التراجع التي فيها يكون انزياح المركز الإيروديناميكي عند تراجع الأجنحة عريضاً بدرجة يتطلب تعويضاً بالمقابل من انزياح مركز الثقل. تكون نقطة ارتكاز الجناح (pivot point) خارجية، مثل الطائرات F-111 وF-14، لكن لا تكون الحافة الخلفية للجناح عند التراجع الكامل للخلف مندمجة مع الحافة الأمامية للذنب الأفقي. لذلك، لا يستفيد تكوين الطائرة B-1 الفائدة الكاملة من زعزعة استقرار الجريان السفلي المتزايد مع تراجع الجناح للخلف. بحيث يُؤمن الانزياح المطلوب لمركز الثقل في الطائرة B-1 بواسطة ضخ الوقود المتبقي بين الخزانين الأمامي والخلفي.

وبإمكان الطائرة الهبوط في حال أصبح الجناح عالقاً في موقعه المتراجع إلى الخلف بالكامل بزاوية 67.5 درجة (65 درجة للطائرة B-1B)، لكن مع التحكم بسرعة دنيا بأنف إلى أعلى، تقترب من 200 عقدة، وتنفيذ الهبوط بسرعة عالية. وبهذا الصدد هنالك قصة مقلقة تروى أنه توجب على الطائرة B-1 التابعة لمطار القوى الجوية الأمريكية في كانساس عندما أصبحت اجنحتها عالقة في موقعها المتراجع إلى الخلف، أن تطير إلى قاعدة ادوارد للقوى الجوية في كاليفورنيا لاستخدام مدرجاته الطويلة جداً للهبوط.

ويمكن أن تتعرض الطائرة B-1 إلى مشكلة استقرار حادة في النهاية الأخرى من مدى التراجع وذلك عند موقع 15 درجة. وتتحقق المشكلة إذا كانت الأجنحة تراجعت إلى الخلف بزاوية 15 درجة دون اكتمال ضخ الوقود إلى الأمام. وقد عولج الأمر من خلال تحذير ضوئي يصدر إذا لم يتم تنفيذ انتقال الوقود قبل تراجع الجناح. ووفقاً لبول أندرسون (Paul H. Anderson): «كان سبب استخدام التحذير الضوئي بدلاً من جهاز التعشيق الإيجابي، الذي

من شأنه أن يمنع تراجع الجناح حتى يتم نقل الوقود، القلق من عطل في نظام التعشيق الذي من الممكن أن يقفل الجناح وهو في موقعه الخلفي.

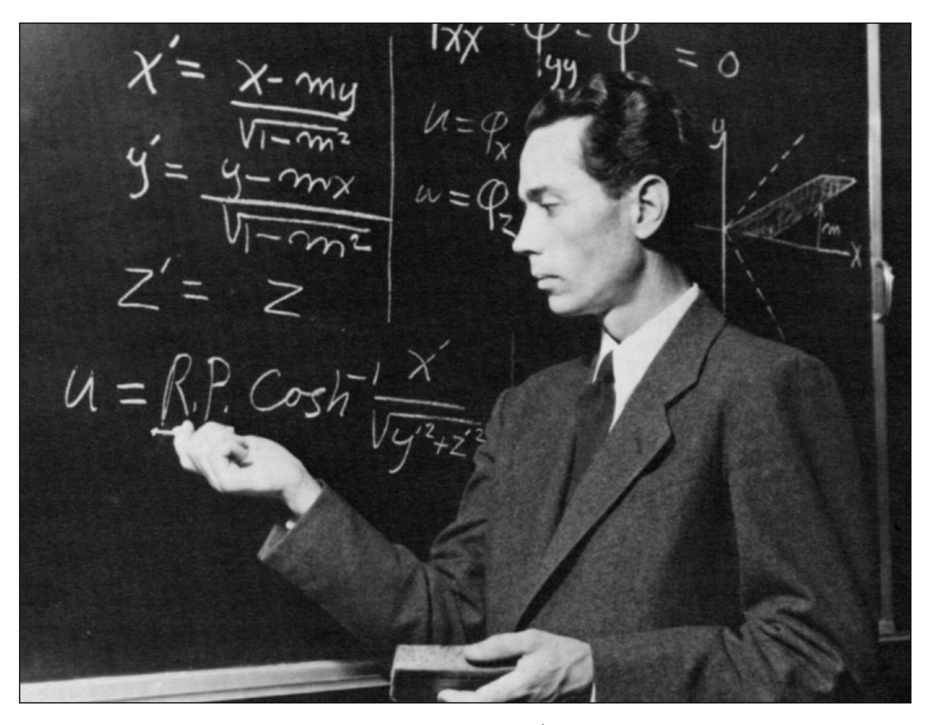
ومع ذلك، حدث حادث مأساوي في قاعدة ادواردز عندما تجاهل الطيار على ما يبدو التحذير الضوئي وجعل أجنحة الطائرة B-1 متراجعة بدون التعويض عن انزياح مركز الثقل إلى الأمام من خلال ضخ الوقود. فأصبحت الطائرة ببساطة غير مستقرة وغير مُتحكم بها، وفُقدت. وتم استبدال التحذير الضوئي بنظام التعشيق الإيجابي بعد ذلك الحادث.

16 ـ 6 الجناح المائل أو المنحرف The Oblique or Skewed Wing

وهذا مفهوم آخر للجناح متغير التراجع بالدوران فقط تم اختراعه في وقت متأخر من قبل روبرت جونز (Robert T. Jones) في مخبر الطيران آميس في NACA، حوالى العام 1945 (الشكل 16 ـ 3). إن هذا الجناح المائل أو المنحرف، الذي فيه يتم تحقيق مفهوم الجناح المتراجع إلى الخلف (والمتراجع إلى الأمام) من خلال تدوير الجناح بكامله من مركزه، ليتراجع أحد طرفيه إلى الخلف والطرف الآخر إلى الأمام. ولدى عودة الجناح المائل المُدار إلى الخلف لحالة التناظر يبطل شكله الإيرودي‌ناميكي انهواء طرف الجناح ومشاكل الاستقرار والتحكم في السرعات المنخفضة المشتركة مع الجناح المتراجع العادي. ويبدو أن اختراع جونز يتوازى والمفاهيم الأخرى للجناح الدوار بتراجع متغير، ولاسيما تلك العائدة إلى لاتشمان (Lachmann) من هاندلي بيج، وريتشارد فوغ (Richard Vogt) من بلوهم وفوس. ولقد توقع جونز ميزة إضافية للجناح المائل مقارنةً بالأجنحة المتراجعة التقليدية، هي في نسبة الرفع ـ الكبح العالية في السرعة فوق الصوتية.

ومن نافلة القول إن كان الجناح المنحرف غير التقليدي هذا قد أُقترح من قبل شخص آخر ليس له سمعة جونز الهائلة، لكان قد رُفض حالاً. ولكن لشيء واحد، هو أن روبيرت جونز كان قد منح الفضل في اختراع الجناح المتراجع للخلف وذلك تعويضاً عن انجازاته في الانضغاطية خلال الحرب العالمية الثانية، بصرف النظر عن دور الألمان في ذلك. لقد ساهم جونز إلى حدٍّ كبير أيضاً في نظرية الاستقرار والتحكم، وفي كل التحكمات المتحركة، والتحكم الجانبي، والطائرات ذات التحكمين، وفي حلول معادلات الحركة. ومَثله مَثل

الأخوين رايت، وادوارد هينيمان، وجون نورثروب، فإن جونز لم يكن حاصلاً على مؤهل جامعي، وكانت رياضياته المميزة قد تعلمها بنفسه.



الشكل 16 ـ 3 روبيرت جونز، متقدماً على عصره في الكثير من مجالات الطيران. كان مخترع الجناح المتراجع والطائرة ذات الجناح المائل في الولايات المتحدة. وساهم جونز في نظرية الاستقرار والتحكم وفي التحكم الجانبي، وفي طائرات التحكم المزدوج، وفي تحكمات كل الحركات (من: Hansen, *Engineering Charge*, 1987).

مع كون الجناح دواراً إلا أن التكوين المائل له هو الأندر في المَركبات الأثقل من الهواء، والندرة هنا مصدرها أن لا يكون للطائرة «تناظر ثنائي» أو صورة ـ مرآة لتناظر يسار ـ يمين. فالطيور، واليعاسيب، ومخلوقاتنا الطائرة الخاصة كلها ذات تناظر ثنائي (bilateral symmetry)، وكما لدينا نحن أنفسنا. ويبدو جلياً أن جودة طيران الطائرة بجناح مائل (skewed) ستكون غريبة، إن لم تكن خطرة. ولشيء واحد، فإن شد أنف الطائرة إلى الأعلى لزيادة زاوية الهجوم سيخلق عزوم عطالة دحرجية وانعراجية، تكون غائبة جداً في الطائرات المتناظرة. وتظهر هذه العزوم من سرعة الرفع والتسارع المُفعل لجداء العطالة غير الصفري I_{xy}.

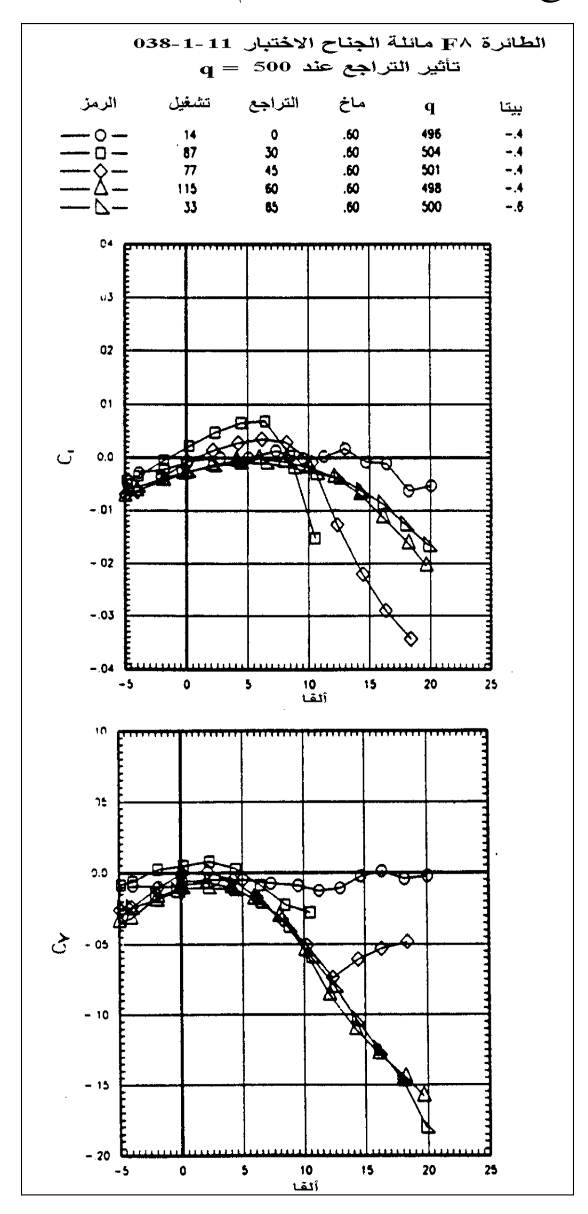
وتنخفض في هذا التصميم أيضاً فعالية التحكمات من نوع قلابات الحافة الخلفية للجناح بشكل جدي عند التراجع أو الانحراف (skew) بزوايا كبيرة. ويمكن تعويض القصور في التحكم إذا حملت الطائرة سطوح ذنب تقليدية. وتكون مشاكل التحكم أكثر حراجةً عند تشغيل طائرة الجناح المائل في وضع منحرف بشكل دائم، لكن هذا من شأنه أن يلغي الحاجة لغلاف محرك دوار ولسطوح ذنب عمودي.

الجناح بالتواء مختلف (torsional divergence) على اللوح المتراجع إلى الأمام، المُناقش في الفصل التاسع عشر، تحت عنوان «الطائرات اللينة». تم اعتباره كقضية للجناح المائل. وقد توقع جونز مبكراً أن حرية دحرجة الجسم الصلب من شأنه أن يبرز انحراف السرعة (speed divergence) إلى القيم الآمنة خارج مجال الطيران. ذلك، عندما تبدأ الحافة الأمامية أو اللوح المتراجع إلى الأمام بالانحناء نحو الأعلى تحت تأثير الحمولات الهوائية العالية، فإن الرفع على هذا اللوح سيزيد، مسبباً عزمَ دحرجةٍ كبيراً. إلا أن استجابة الطائرة لهذا العزم ستخفف الحمولة الهوائية وسيكون الجناح آمناً.

على أي حال، إن الحالة التي يجب أن تؤخذ بالاعتبار هي التي فيها يعمل تحكم الدحرجة الأوتوماتيكي في الحفاظ على قيمة صفرية لزاوية انعطاف الطائرة. فإذا جاء تحكم عزم الدحرجة الذي يحافظ على زاوية دحرجة صفرية من الذنب الأفقي، فإن سرعة انحراف التواء الجناح يمكن أن تكون قريبة من حالة الجسم الجاسئ (body-claped case). ويبدو أن هناك حاجة للتحليل الحر الذي يتضمن حلقات الطيار الالي (autopilot loops). من ناحية أخرى، إذا جاء تحكم عزم الدحرجة من دفات التدوير (ailerons) على اللوح الأمامي، فإن حمولات اللوح ستخفض، كما في حالة دحرجة الجسم الحر. وهذا سيبرز سرعة انحراف التواء الجناح بقيمة أعلى من قيمتها في الجسم الجاسئ.

تم الحصول على بعض بيانات الاستقرار والتحكم التفصيلية عن الأجنحة المائلة من اختبارات النفق الهوائي لمركز بحوث آميس في الناسا وفي دراسة للناسا، موّلها سلاح البحرية والتي بدأت عام 1984. وكانت الدراسة حول جدوى تحويل طائرة الناسا F-8 التي تطير بالوصل السلكي الرقمي (digital fly-by-wire) إلى تكوين طائرة تطير بجناح مائل. وظهرت مشكلة رئيسية في التغييرات اللاخطية غير العادية عند زاوية انزلاق صفرية في القوة الجانبية، وعزوم دحرجة

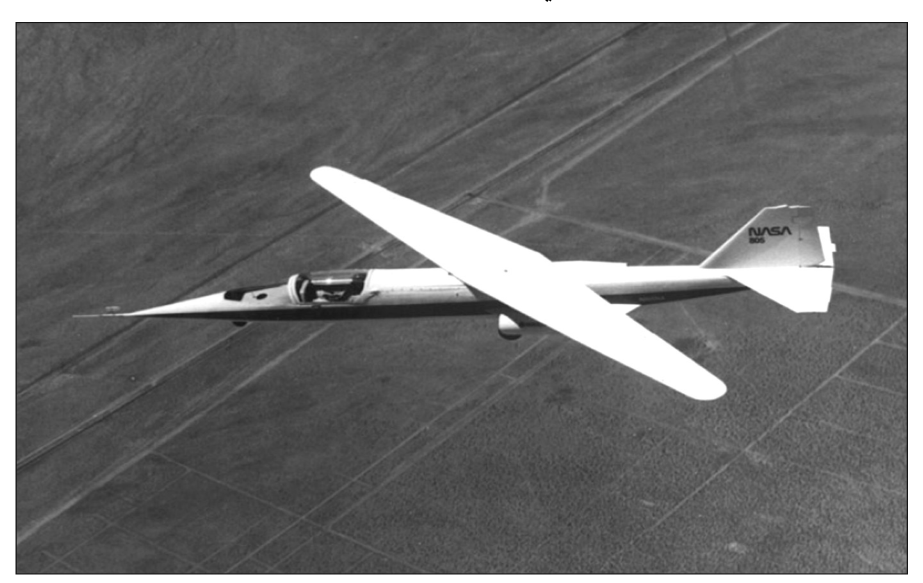
وانعراج مع زاوية هجوم، وعند زوايا انحراف جناح تصل إلى 30 درجة (الشكل 16 ـ 4). وهذه هي ضبط للعزوم، التي يتوجب أن تكون مضبوطة (trimmed out) بواسطة انحراف سطوح التحكم لطيران طبيعي غير مناور. كما يمكن موازنة القوة الجانبية الأصغرية من خلال الطيران بزاوية انعطاف ثابتة، أو من الممكن من خلال ميل الجناح (tilting) فيما يتعلق بجسم الطائرة.



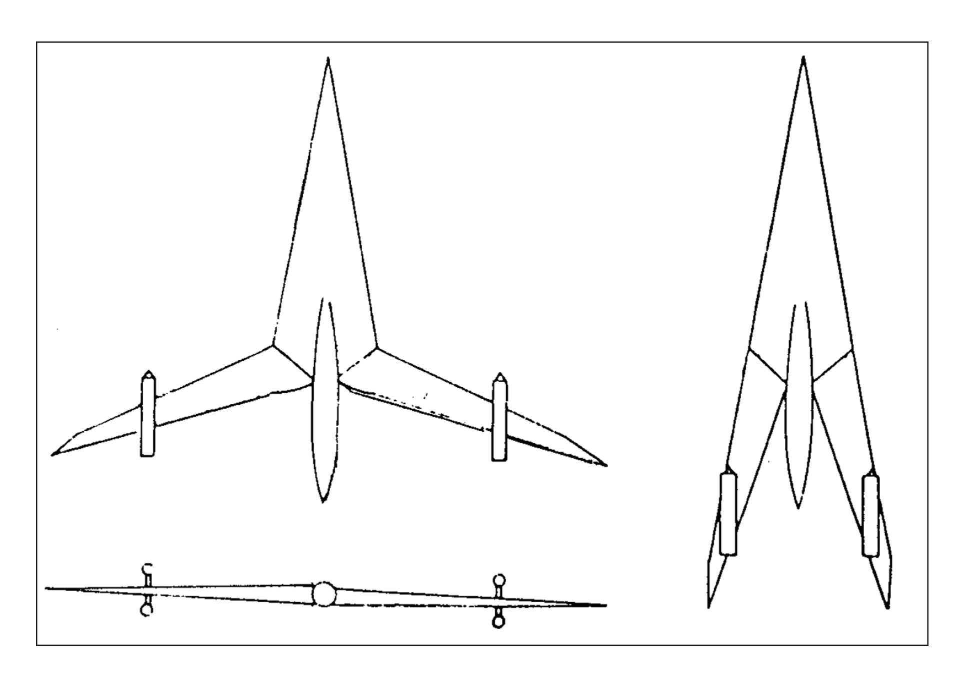
الشكل 16 ـ 4 تغيرات عزم الدحرجة عند زاوية انزلاق صفرية ومعاملات القوة الجانبية في الجناح المائل المُختبر على نموذج طائرة بحوث الناسا NASA-Vought-F-8. **كبيرة، تظهر القيم اللاخطية في زوايا تراجع 30 درجة وما فوق.** (من: Kroo, AIAA Short Course Notes, 1992).

إن الإمكانيات الأخرى للتعامل مع قوى جانبية لاصفرية، وعزوم انعراج، وعزوم دحرجة عند زاوية انزلاق صفرية تتضمن تعديلات على شكل مخطط الجناح، وشكل طرف جناح متناظر، واختيار محور تدوير الجناح، والجدل اللامتناظر للجناح، والزاوية الثنائية المتغيرة لطرف الجناح (Kroo, 1992). ويترك للمرء الانطباع بأن التصميم الإيروديناميكي لطائرة عملية بجناح مائل تكون أكثر تعقيداً بكثير من نظيرتها متراجعة الجناح.

كان هناك عدد من اختبارات الطيران بجناح مائل، بدءاً من اختبار الطيران الحر في النفق الهوائي لمركز بحوث لانغلي. وكذلك بنى جونز أيضاً سلسلة من نماذج الطائرات الصغيرة بجناح مائل، وجرّبها بطيران حر، ثم توّج عمله بنموذج مقاد لاسلكياً بباع جناح يساوي 2 متر، الذي يمكن تغيير زاوية انحراف جناحه وذنبه في الطيران بشكل منتظم. وتبع ذلك عدد كبير من الدراسات التصميمية للجناح المائل. وتعاقد جونز مع الناسا في نهاية المطاف لبناء طائرة اختبار بجناح مائل وبمقياس كامل من أجل اختبارات الطيران في السرعات البطيئة. وهذه الطائرة، واسمها AD-1، كانت بمحرك نفاث وحيد، وقد طارت بنجاح في NASA بمركز درايدن لبحوث الطيران في قاعدة ادواردز، كاليفورنيا (الشكل 16-5).



الشكل 16 ـ 5 اختراع جونز في عالم الطيران، طائرة اختبار آميس ـ درايدن مائلة الجناح AD-1، طارت بجناحها المائل القابل للتعديل بميل 60 درجة (من: Hallion, NASA SP-4303, 1984).



الشكل 16 ـ 6 تصميم فيكيرز ـ ارمسترونغ (Vickers-Armstrong) «السنونو» بتراجع متغير، اختبرت في مخبر لانغلي في الناسا ووجدت أنها غير مستقرة طولياً عندما تكون الأجنحة غير متراجعة (من: Polhamus and Toll, NASA TM 83121, 1981).

ولقد كانت زاوية انعطاف دحرجة للطائرة AD-1 مقدارها 10 درجات كافية لحذف القوة الجانبية الناتجة من انحراف الجناح بزاوية 60 درجة (Kroo, 1992).

تبع اختبارات الطيران في درايدن إبرام عقد أبحاث تصميمية على طائرة نقل فوق صوتية بجناح مائل. وتم منح العقد للشركات: بوينغ، وماك دونيل دوغلاس، وجامعة كانساس، حوالى عام 1992. إلا أن الدراسة كشفت عن مشاكل في التنسيق والأداء في هذا التصميم الخاص فحذفت خيارات ميلان الجناح بالكامل الحاجة لتمفصل الجناح إلى جسم الطائرة، على الرغم من أن غلاف المحرك وأي أذناب عمودية لاتزال تتطلب التمفصل. وأُبرم عقد بحث تصميمي آخر للناسا مع جامعة ستانفورد من أجل طيران نموذج طائرة نقل فوق صوتية بباع جناح 400 قدم، وتعمل بمفهوم الجناح المائل. وكان الاستقرار والتحكم في خيارات الجناح المائل عبارة عن إشكالية مستمرة بسبب مشكلة القوى الجانبية اللاصفرية، والعزوم الدحرجية والانعراجية في طيران التطواف المائل.

16 ـ 7 مشاريع أخرى للأجنحة المتراجعة المتغيرة - Other Variable Swep Back Wing Projects

إن السبب الذي من أجله كان الفريق البريطاني بإشراف الدكتور بارنيز واليس لدى فيكيرز ـ أرمستروتغ جاهزاً للعمل على الجناح متغير التراجع مع فريق لانغلي الناسا في عام 1959 هو أن واليس لم يستطع الحصول على تمويل من الحكومة البريطانية من أجل اختبارات التراجع المتغير بمقياس كامل. وبوحي من الأبحاث الألمانية في زمن الحرب، بدأ واليس فعلاً أبحاثه على التراجع المتغير في بريطانيا عام 1945، باستخدام النماذج التي تم إطلاقها من منصة إطلاق صواريخ. وبعد عدة طيرانات ناجحة للنماذج، تعاقدت فيكيرز ـ أرمستروتغ مع شركة طيران هيوستون المحدودة لبناء طائرة اختبار صغيرة بتراجع متغير وبمحرك مكبسي، لكن لم يتم تجميع الأجزاء التي بُنيت مطلقاً وتحطم المشروع في نهاية المطاف.

في عام 1959، جلب واليس البيانات وفريق طائرة التراجع المتغير لفيكيرز ـ أرمستروتغ إلى مخبر لانغلي في الناسا لإجراء مزيد من البحوث. في ذلك الوقت، كان تكوين التراجع المتغير الذي يهم البريطانيين هو الترتيب بدون ذنب مع نسبة وجاهة عالية، الذي يتطلب انتقال نهايات الجناح الداخلية. لقد أطلق البريطانيون على هذا التركيب الذي يشبه رأس السهم اسم «السنونو». وأدت نماذج السنونو إلى طائرة تجارية تحت صوتية ذات قادرة عالية على التحليق بدون توقف من لندن إلى أستراليا، على ارتفاع 50000 قدم. وتشير اختبارات النفق الهوائي للناسا أن السنونو ستكون غير مستقرة طولياً مع الأجنحة غير المتراجعة عند السرعات تحت الصوتية المنخفضة (الشكل 16-6). وتبع ذلك العودة إلى الأذناب الأفقية، وإلى الترتيب الناجح للدوران فقط بمفصل خارجي.

أما التطبيقات العملية اللاحقة على التراجع المتغير فكانت الطائرة الإنكليزية ـ الألمانية ـ الإيطالية بانافيا تورنادو (Panavia Tornado) وطائرات الاتحاد السوفياتي السابق فوكر ميغ ـ 23 (Mig-23 Folgger)، ميغ ـ 27 (Mi- 27)، وسوخوي ـ 17 (Su-17)، وسوخوي ـ 24 (Su-24)، وتي يو ـ 22 م باكفاير (Tu22M Backfire)، وتي يو ـ 160، (Tu-160) بلاك جاك.

الفصل السابع عشر

تركيبات الكنار الحديثة

Modern Canard Configurations

نُفذت مغامرة الأخوين رايت في عام 1903 بالطبع في طائرة كنار حيث كان ذنبها الأفقي في المقدمة. وفي السنوات التالية، ولغاية الآن، كانت تكوينات الكنار، بالتأكيد، مجرد فضول وخارج السياق العام. ويعتقد مهندسو الاستقرار والتحكم المحافظون أن الأمر كذلك أيضاً.

17 ـ 1 بيرت روتان وطائرة الكنار الحديثة Burt Rutan and Modern Canard Airplane

البرت (بيرت) روتان (Elbert L. Rutan) المفكر الأصيل، والمخترع غير التقليدي، الذي ترك وظيفته في قاعدة أدواردز لسلاح الجو وعمل مع جيم بيد (Jim Bede) في كانساس لبناء الطائرات الشخصية التجريبية في مطار مويافا (Mojava) بكاليفورنيا، حيث مصنع طائرات روتان الذي أسسه في بناء من نمط الثكنات، الذي أصبح ينتج طائرات الكنار (VariEze) و(Long EZ) المصنوعتين من الألياف الزجاجية. هذا وقد تم بناء العديد من هذه الطائرات من خرائط ومخططات روتان من قبل هواة تصنيع الطائرات الخفيفة في البيوت (home builders). إن السرعة الممتازة وأداء التسلق لهذه المَركبات الصغيرة، مقارنة بالإنتاج الكمي، للطائرات الشخصية المصنوعة بالكامل من المعدن، أدت إلى عدة مشاريع رئيسية لطائرة الكنار تم اعتمادها من قبل شركة المواد المركبة المحدودة. وكانت طائرة رجال الأعمال بيتش ستارشب (Beech 2000 starship 1) ذات 8 إلى 11 مقعداً إحدى هذه الطائرات.

إن نجاحات روتان مع (VariEze وLong EZ)، ومع طائرة الكنار حول العالم فوياجر Voyager، ومشاريع بيتش قد ألهمت بناء العديد من مشاريع الطائرة الرياضية المنزلية الجديدة في الولايات المتحدة. من بينها كانت سلسلة الطائرة الأمريكية فالكون، وبيرد تو أيزي (Beard Two Easy)، وتطوير كوزي (Co Z DeveLopment)، وديهل XTC المائية الخفيفة، وغانزر (Ganzer) طراز 75 جيميني، وهكذا. ولكن، ماذا يمكن أن نقول حيال هذا التوجه؟ فهنالك بعض الملاحظات التصحيحية على الفوائد المفترضة لطائرات الكنار الحديثة، وعلى مخاطر الاستقرار والتحكم بطائرات الكنار، التي تبدو واعدة، ويبقى الأمل معقوداً على المصممين المستقبليين الذين سيكونون أكثر اطلاعاً على فوائدها ومخاطرها وبشكل أفضل.

17 ـ 2 خواص الانهواء في تكوين الكنار Canard Configuration Stall

تتصف طائرة الكنار على نحو مميز بأنها صعبة الانهواء تماماً. وقد صمم سطح الكنار بشكل عام لينهوي قبل الجناح الرئيسي، عندما تتزايد زاوية الهجوم، بمعدل تدريجي طبيعي. وعندما ينهوي الكنار، والجناح الرئيسي لم ينهوِ بعد، تميل الطائرة للغوص إلى الأسفل، مستردةً بذلك وضعية الطيران الطبيعي. وقد علق ويليام فيليبس بأن غوص الطائرة إلى الأسفل الذي يتبع انهواء الكنار، يؤدي إلى زيادة زاوية هجوم سطح الكنار ثانية من خلال السرعة الزاوية للطائرة. وهذا يمكن أن يؤخر الاسترداد من شرط عدم الانهواء لغاية ما تصل الطائرة إلى وضعية الأنف إلى أسفل (steep nose-down). وبالإمكان مناقشة أن الذنب الخلفي للطائرة يميل أيضاً إلى الاسترداد أوتوماتيكياً من حالة الإنهواء. ففي الطائرات ذات الذنب الخلفي يواجه الذنب الأفقي، الذي يكون فاعلاً في الجريان السفلي للجناح، حمولة نسبية إلى الأعلى عند انهواء الجناح. وهذا بسبب انخفاض جريان الجناح السفلي عند انهواء الجناح.

إن القلق الرئيسي في انهواء طائرة الكنار يتأتّى من الانهواء الديناميكي (dynamic stall)، عند الدخول بمعدل عالٍ لتزايد زاوية الهجوم. لذا يمكن لعزم الغوص أن يَحِمل زاوية الهجوم إلى النقطة التي ينهوي فيها الجناح الرئيسي، بالإضافة إلى الكنار. وبالدمج مع عزوم الغوص (pitching) غير المستقرة الناتجة من جسم الطائرة، يمكن أن ينتج عزم غوص كلي بأنف إلى أعلى والذي لا يمكن التغلب عليه بحمولات الكنار المتاحة. إن سطوح الحافات الخلفية

للجناح التي تزيد التحكم بعزم غوص الكنار ستكون غير مؤثرة مع انهواء الجناح الرئيسي.

لذلك، يمكن لانهواء الجناح الرئيسي لطائرة الكنار أن ينتج ظروف انهواء عميق، يكون من غير الممكن فيه تحقيق الاسترداد في طيران غير مستقر بأي حركة تحكم أمامية (انظر الفصل الرابع عشر). لقد تم التعرف إلى الانهواء العميق عند توضعات مركز الثقل في الخلف ومواقع القدرة العالية في اختبارات الناسا على تكوين طائرة كنار بمروحة جر (Chambers, 1948).

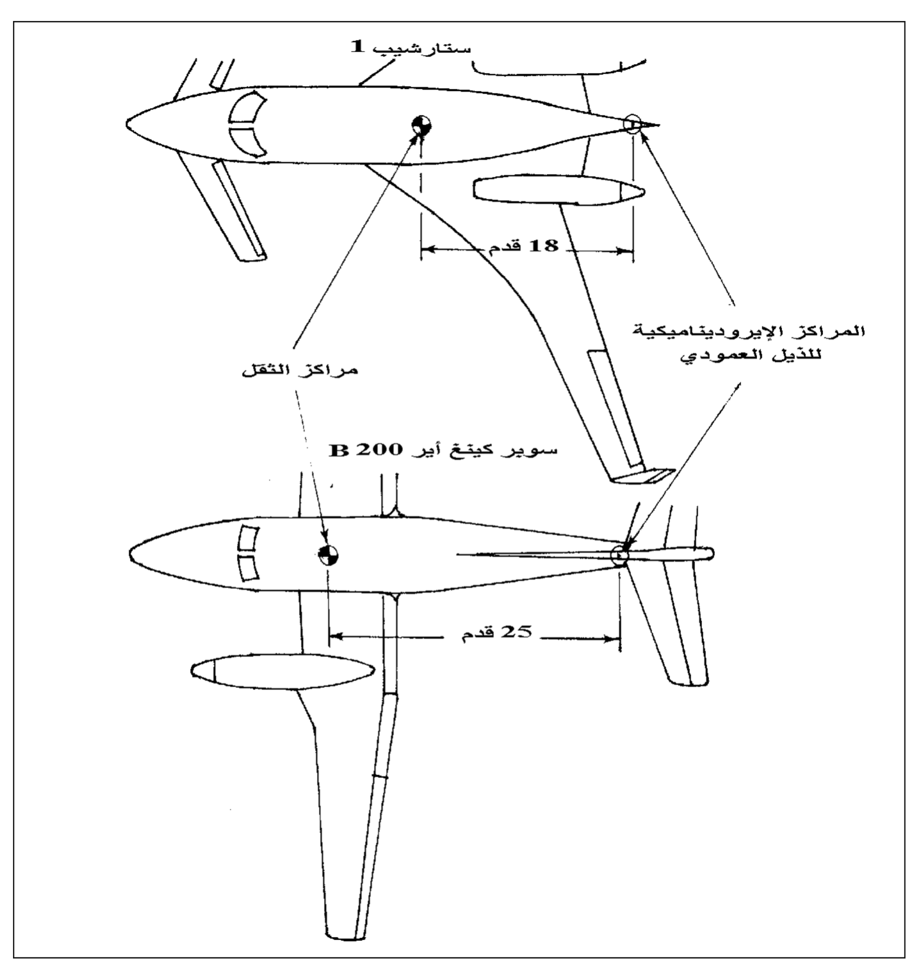
تم تقليل إمكانية الانهواء الديناميكي في طائرات الكنار إلى الحدود الدنيا إذا كان تكوين الطائرة مؤلفاً من ثلاثة سطوح: الجناح الرئيسي، والكنار، والذنب الأفقي في الخلف. والأمثلة على التكوينات بثلاثة سطوح هي الطائرة بياجيو (Piaggio p. 180)، وسوخوي Su-27K، وداربا/ غرومان /DARPA) (Grumman X-27K وهي طائرة بحوث بتراجع أمامي، والعديد من الطائرات ذات السطوح الثلاثة المصممة من قبل لوزيو لوزينسكي، مصمم الطائرة ميغ ـ 25 الشهيرة. وحتى عند زوايا الهجوم المبالغ فيها التي تؤدي إلى انهواء الجناح الرئيسي، فإن الذنب الأفقي في الخلف قد يكون في حقل جريان سفلي قوي بما فيه الكفاية ليبقى غير منهوٍ، أو يمكن أن لا ينهوي من خلال زاوية هجوم أنف إلى أسفل. وبالتالي يمكن المحافظة على التحكم الطولي، مع عدم انهواء الذنب الأفقي في الخلف.

وهناك طريق آخر لتقليل الانهواء الديناميكي في طائرات الكنار يتحقق في تشغيلها عند مراكز ثقل متقدمة إلى الأمام لدرجة أن قوة دفة الرفع لا تستطيع خلق سرعات دوران عالية لأنف إلى أعلى. وهذا يعادل تقييد المجال المتاح لمركز الثقل وتخفيضه لمنفعة الطائرة.

17 ـ 3 الاستقرار والتحكم الاتجاهي في الطائرات الكنار Directional Stability and Control of Canard Airplanes

إن طول الذنب العمودي، أو المسافة من مركز ثقل الطائرة إلى المركز الإيروديناميكي للذنب العمودي، يكون عادةً قصيراً في طائرات الكنار مقارنةً بتكوينات الذنب الخلفية، كما هو مبين في الشكل 17-1 المأخوذة من رسومات توضيحية لمسقط مخطط طائرتين من طراز بيتش (Beech). الطائرة سوبركينغ

(Super King Air) B200)، والطائرة (Starship 1)، بوزن كلي متماثل(12500 إلى 14000 باوند) وطول جسم حوالى 44 قدماً. ويطول المركز الإيرودناميكي للذنب العمودي في الطائرة الكنار ستارشيب عن مركز الثقل بـ18 قدماً و25 قدماً في الطائرة كينغ أير ذات الذنب في المؤخرة، أي حوالى 40٪ أطول. وتتمتع الطائرة بتكوين الذنب في المؤخرة باستقرار وتحكم اتجاهي أفضل، بافتراض تساوي سطح الرفع العمودي الفعال في كلتا الطائرتين.



الشكل 17 ــ 1 رسومات الطائرة وحيدة الذنب بيتش سوبركينغ أير B200 (أسفل) وطائرة الكنار ستارشيب 1 (فوق). للطائرتين نفس الوزن والحجم، لكن بعد الذنب العمودي للطائرة B200 أكبر بــ 40 ٪ من الطائرة ستارشيب (من : *Jane's All The Worlds Aircrafts 1987-1988*).

ومع ذلك، يلاحظ أن الذنبين العموديين لطائرة الكنار ستارشيب يقعان عند طرفي الجناح. وفي هذا الموقع، لا يؤثر تصفيح (plating) نهاية جسم الطائرة في فعالية الذنب العمودي. بينما تستفيد الطائرة كينغ أير بتكوين الذنب الوحيد حيث الذنب العمودي مركب على جسم الطائرة قريباً من تصفيح نهاية الجسم إلى حد حوالى 50٪ زيادة في ميل منحني الرفع وفي فعاليته.

يمكن تصحيح مستويات الاستقرار والتحكم المنخفضة في تكوينات الكنار بواسطة السطوح العمودية الكبيرة، لكن على حساب الوزن والكلفة الزائدة. ولقد وجدت الأذناب العمودية الأصلية المُركبة في طرفي جناح طائرة روتان Vari Eze في اختبارات النفق الهوائي للناسا أنها صغيرة جداً (Yip, 1985). وترتبط مستويات الاستقرار الاتجاهي الضعيفة مع زاوية الانعراج المعاكسة عند الدحرجة ومع التحكم الجانبي الضعيف، بحيث تؤدي قدرة التحكم الاتجاهي الضعيفة إلى مشاكل في التحكم أثناء الإقلاعات والهبوطات برياح جانبية (cross wind)، أو مع قدرة محرك غير متناظرة.

وفقاً للأستاذ جان روسكام (Jan Roskam) من جامعة كانساس، فإن الاستقرار الاتجاهي لطائرة رجال الأعمال بياجيو P.180 أفانتي (Piaggio P.180 Avanti)، التي لها سطح كنار وطول ذنب عمودي قصير نسبياً، قد تحسن بشكل كبير عند زاوية الهجوم العالية بإضافة سطوح إيروديناميكية متوضعة في مؤخرة جسم الطائرة.

17 ـ 4 عقوبة الجناح المتراجع في طائرات السرعات دون الصوتية المنخفضة
The Penalty of Wing Sweep Back on Low Subsonic Airplanes

يتم الحصول على طول إضافي للأذناب العمودية المركبة في طرفي الجناح في تكوينات الكنار باستخدام الجناح المتراجع للوراء. وفيما تعلمنا كيف نؤمن مميزات انهواء جيدة وعزمَ غوص (pitching) مستقراً لوقف الانهواء على الأجنحة المتراجعة إلى الخلف، إلا أن هذا يأتي على حساب لفت الجناح، وعلى استخدام مطايير خاصة، أو أنظمة التحكم بالانهواء مثل القدات (slats)، والحواجز (fences)، والشقوق (slots). لذلك، يجلب الجناح المتراجع المستخدم في تكوين طائرة الكنار لفرض تحسين الاستقرار والتحكم الاتجاهي «عقوبة» الكلفة والوزن مقارنةً بتكوينات الجناح الوحيد.

17 ـ 5 استرداد حركة الانهيار الحلزونية لطائرة الكنار Canard Airplane Spin Recovery

إن المعايير الإيرودِيناميكية والكتلية للاسترداد الجيد لحركة الانهيار الحلزونية (stall) في تكوينات الذنب المتأخر معروفة جيداً، نتيجة سنوات من الخبرة والاختبارات. ويمكن لبناة تكوين الذنب الوحيد التقليدي الاعتماد على المخططات البيانية التصميمية للناسا لاسترداد الحركة الحلزونية وبدرجة معقولة من الثقة. وتحدد المخططات البيانية التصميمية للناسا مساحات دنيا لدفة الاتجاه ومناطق جسم الطائرة في بعض المواقع، اعتماداً على مُوسِطات عزوم عطالة الطائرة المحسوبة. النقطة هي أن مصممي الطائرات الذين لا يستطيعون تحمل نفقات اختبار تصاميمهم باستخدام تسهيلات النفق الهوائي الخاص بالحركة الحلزونية أو في اختبارات إسقاط النموذج الحر، ما زال بإمكانهم التأكد وإلى حد معقول من استردادات آمنة للحركة الحلزونية لدى استخدامهم المخططات البيانية التصميمية للناسا وغيرها من المبادئ التوجيهية.

لا تنطبق المخططات البيانية التصميمية للناسا لاسترداد الحركة الحلزونية بشكل محدد على تكوينات الكنار، ويمكن فقط أن تقدم الإرشاد الأكثر عموميةً في تلك الحالات. ويجب على مصمم طائرة الكنار أن يعتمد على النفق الهوائي للحركة الحلزونية أو اختبارات إسقاط النموذج الحر، وذلك لضمان استردادات آمنة للحركة الحلزونية. لقد أظهرت اختبارات سطح الكنار لنيهاوس (Neihouse) في عام 1960 انهواءاً حلزونياً مسبقاً (prospinning) أو عزومَ انعراج دفعية (propelling yawing moments) لبعض حجوم الكنار، وتوضعات على أنف جسم الطائرة.

من الممكن بالطبع تجنب مشاكل استرداد الحركة الحلزونية إذا تم تحديد قدرة التحكم الطولي للطائرة بما فيه الكفاية لكي لا تتمكن الطائرة من الانهواء، إذ يجب أن ينهوي الجناح الرئيسي لطائرة ويبدأ في الدوران الذاتي autorotation قبل أن تدخل الطائرة الانهيار في الحركة الحلزونية (Jones, 1934, and McCormick, 1979). وحتى في حالة انهيار الطائرة، فلا يزال تجنب الانهواء الحلزوني ممكناً إذا تم تحديد قدرة دفة الاتجاه أو تم تنسيق حركتها مع دفات الدحرجة، كما في حالة التحكم بطائرتين مثل الأيركو (Ercoupe). إن تحديد التحكم بدون «جزاء» لمصلحة الطائرة يكون مجدياً من أجل المَركبات

الحديثة التي تطير بالوصل السلكي بنظام تحكم كمبيوتري، مثل الطائرة نورثروب B-2 وغرومان X-29A.

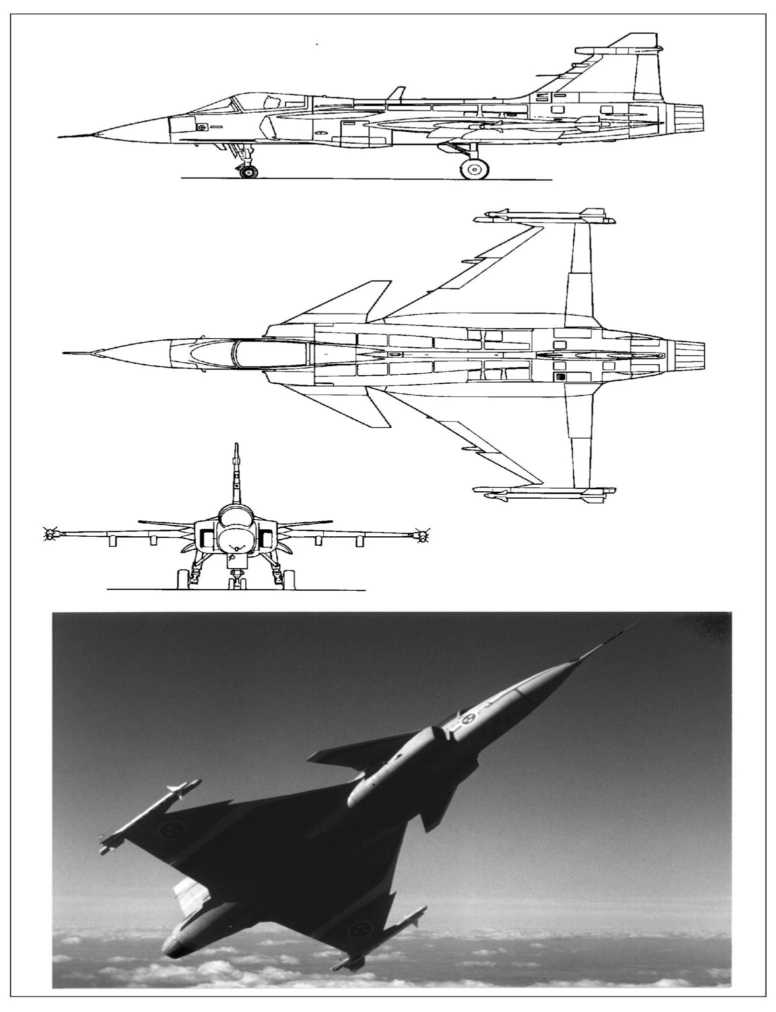


الشكل 17 ـ 2 طائرة الكنار جيت كروزر (Jetcruzer) بستة مقاعد، وهي الطائرة الأولى التي تم منحها شهادة مقاومة الانهيار والحركة الحلزونية تحت البند 23 لإدارة الطيران الفيدرالي. جرت محاولات عديدة لإدخال الطائرة في الحركة الحلزونية وجميعها كانت فاشلة (من: AOPA Pilot, August 1994).

في الطائرات العادية التي تطير بالكبلات (fly-by-cable)، يمكن أن يفشل تحديد قدرة التحكم الطولي الذي يحتاج فقط للوصول إلى معامل الرفع الأعظمي من خلال تحميل الطائرة ليكون مركز ثقلها أكثر نحو الخلف. يذكر خلاف ذلك، بأن تحديد قدرة التحكم الطولي لتجنب الانهواء والانهواء الحلزوني يخفض حتماً من المجال الصالح للاستخدام لمركز ثقل الطائرة، والحد من فائدته. بعض أشكال تحديد التحكم عبر مجال مركز الثقل استُعملت على ما يبدو في طائرة الكنار المجازة مؤخراً. وهي الطائرة جيت كروزر (Jetcruzer) بمحرك توربو وستة مقاعد، انتجتها شركة الإنشاءات والإيروديناميك المتقدم المحدودة (AASI)، بوربانك، كاليفورنيا (الشكل 17-2). وقد فشلت عدة محاولات أجراها طيارو اختبار لجعل الطائرة تنهار وتدخل في الحركة الحلزونية. ولذلك منحت إدارة الطيران الفيدرالي FAA هذه الطائرة شهادة من نوع «مقاومة الحركة الحلزونية» (spin-resistant)، تحت البند 23 من مِقْيَس سلامة الطيران الفيدرالية.

17 ـ 6 عيوب أخرى للكنار Other Canard Drawback

تخفض سطوح الكنار عادة من الرؤية الأمامية والتحتية لطاقم الطيران، وتُشكل عائقاً في تقاربات الهبوط والحط. يؤدي الكنار المُضاف إلى التكوين التقليدي بذنب وحيد في النهاية (tail-last) إلى ثلاثة سطوح رفع بالتتابع (intandem). وهي وجهة نظر غير مرغوبة في التحليل والاختبارات. وهذا يعني أن هناك حقلي جريان، سفلي (downwash) وجانبي (sidewash) مسؤولان عن إضافة التعقيد إلى التصميم والاختبار.



الشكل 17 ـ 3 طائرة كنار حديثة، ساب جاز 39 غريبن (SAAB JAS 39 Gripen).
(من : *Jane's All the World's Aircraft, 1987-1988*).

17 ـ 7 مشاكل المروحة الدافعة Pusher Propeller Problems

على الرغم من إمكانية ثتبيت مراوح أمامية ساحبة في طائرة الكنار، في ما يطلق عليه موقع الجر (tractor position)، إلا أن طائرات الكنار المروحية عموماً مجهزة بمراوح دافعة (pusherpropeller) في الخلف. وهكذا، وضمن سياق مناقشة التصميم، والاستقرار، ومشاكل التحكم بالكنارات، يكون من الملائم أيضاً عرض بعض المشاكل التصميمية للمراوح الدافعة.

إن مميزات تلامس الهبوط بذنب إلى أسفل (tail-down Landing's) تكون غالباً مرغوبة، من أجل طاقة هبوط دنيا. وفي الحقيقة، إن العديد من عجلات الهبوط في أنف الطائرة غير مصممة لتلقي حمولات صدمة الهبوط، وتكون أخف وأضعف بشكل ملحوظ من مجموعة عجلات الهبوط الرئيسية. وتميل المراوح الدافعة لتكون أقطارها صغيرة نسبياً لتوفير فسحة عند الهبوط بذنب إلى أسفل. وهذا هو القيد على التصميم المروحي، الذي يقود إلى كفاءة دفع أقل. بدلاً من ذلك، تميل الطائرات بمراوح دافعة لتكون نسبياً أطول، وبقوائم طويلة وثقيلة لنظام الهبوط الرئيسي.

تعمل مرواح الدفع عموماً على إنهاض كلٍّ من الأجنحة والذنب الأفقي. بينما قد يكون هناك فقد ملموس في كفاءة الدفع من أجل هذه الترتيبات. هذا ويَنتُج ضجيجُ مروحةٍ، مميزاً، عموماً، قد يسبب مشكلة للناس على الأرض. ويكون للمراوح الدافعة مشاكل اهتزاز، ومن الممكن مشاكل تبريد في محركاتها أيضاً.

17 ـ 8 الحالة الخاصة للطائرة فوياجر The Special Case of the Voyager

لقد جلبت طائرة بيرت روتان فوياجر التي طارت بدون توقف حول العالم في عام 1986 ما تستحقه من مديح العالي المستحق لمصممها ولطاقم الطيران الشجاع. ولكن من ناحية أخرى أظهر الطيران التاريخي لفوياجر أن الطيارين كانوا مشلولين أمام عدم استقرار الطائرة في الأوزان الكلية العالية (gross weights). والطائرة فوياجر هي طائرة بتكوين كنار، تنضم أطرافه إلى الجناح الرئيسي من خلال جسمين (fusilages) متوازيين (Yeager, Rutan, and Patton, 1987)، وقد وصفت رحلة فوياجر بالآتي: «**يَتطلب الطيران اليدوي الذي تتطلبه فوياجر تقريباً كل تركيزنا، والطيران بواسطة الطيار الآلي لا يزال يتطلب معظم تركيزنا**».

أشارت ملاحظة برينت سيلفر (Brent W. Silver)، العضو المستشار في

فريق تصميم فوياجر، إلى سبب محتمل لهذه المشكلة. فعلى ما يبدو، إن انحناء الجناح الرئيسي للطائرة فوياجر أثناء الاضطراب الجوي والذي كان مقروناً بانحناء أطراف الكنار من خلال جسمي الطائرة المتوازيين، قد سبب جَدْل الكنار (twisting) في مرحلة انحناء الجناح الرئيسي، إضافة إلى تغيرات هامة في زاوية الرفع. علماً، بأن نفس مرونة الجناح الرئيسي في الترتيب التقليدي (بجناح وحيد) لا تسبّب ردَّ فعلٍ غوصٍ مشابهاً.

17 ـ 9 الطائرات الكنار التكتيكية الحديثة Modern Canard Tactical Airplanes

إن سيئات الكنار المذكورة أعلاه قد تم تجاوزها إما لأنها لا تُطبق أو أنها مغطاة باعتبارات أخرى، في حالة الطائرات التكتيكية المصممة لتكون عالية المناورة، أو للطيران المتحكم به فيما بعد الانهواء. ولقد تمّت تغطية الاستقرار والتحكم في الطائرات التكتيكية عالية المناوراتية في الفصل العاشر، «مناورة الطائرة التكتيكية».

إن التحكم بنظام سطح الدوامات (vortex system) من أنف طائرة مقاتلة عُرف ليكون حرجاً للطيران المتحكم به فيما بعد الانهواء. ولقد وجدت السطوح الإيرودياناميكية الصغيرة في صدر الطائرة على أنها ثمينة لهذا الغرض. وتقدم الكنارات وسائل أخرى لتشكيل نظام الدوامات على صدر الطائرة، واستخدامها في بعض تصاميم الطائرات الحديثة، مثل سوخوي سو ـ 35، وساب غريبين (Saab JAS 39 Gripen) (الشكل 17-3)، ولافي (Lavi IAI)، وروكويل/ MBB X-31A (Rockwell MBB X-31A) المقاتلة المُناورة المُحسنة (EFM)، والمقاتلة الأوروبية 2000، (Eurofighter 2000).

الفصل الثامن عشر

تطور معادلات الحركة

Evolution of the Equations of Motion

يوجد في الفصل الأول نسخة عن معادلات حركة الطائرة على محاورها الثلاثة لجورج برايان (George H. Bryan)، والمطوّرة من الأعمال الكلاسيكية لنيوتن (Newton)، ويولر (Euler)، ولاغرانغ (lagrange). وتعود هذه النسخة من المعادلات التفاضلية المدهشة في حداثتها إلى عام 1911.

ومع ذلك، لم تكن هذه المعادلات بذي فائدة لمصممي الطائرات في ذلك الوقت، مع الافتراض بأنهم كانوا على معرفة بها.

يتتبع هذا الفصل تطور معادلات برايان من كونها تحفة أكاديمية إلى منزلتها الحالية كأدوات لا يستغني عنها مهندس الاستقرار والتحكم. تستخدم معادلات حركة الطائرة (الشكل 18-1) في تحليل الاستقرار الديناميكي، وفي تصاميم مزايدات الاستقرار (augmenters stability)، وفي الطيار الآلي، وفي قلب محاكيات الطيران.

18 ـ 1 يولر وهاملتون Euler and Hamilton

من أوائل المشاكل التي واجهها برايان في تطوير معادلاته الخاصة بحركة الطائرة، اختيار الإحداثيات (coordinates) التي تمثل الوضع الزاوي (angular attitude) للطائرة. ولقد اختار برايان نظام الدورانات المحددة المتعاقبة (successive finite rotations) المطورة من قبل عالم رياضيات القرن الثامن عشر السويسري ليونارد يولر (Leonhard Euler) مع اختلاف بسيط، وجاء في كلمات لبرايان بهذا الصدد ما يلي:

في النظام «الأوليري» كما هو موصوف في ديناميك الجسم الصلب لروث (Ruth) وفي أماكن أخرى. تدور المحاور أولاً حول المحور Z. والاعتراض على هذه المواصفات هو أنه «إذا استلم النظام دوراناً قليلاً حول المحور X، فإنه لا يمكن تمثيله بقيم صغيرة في الإحداثيات الزاوية (angular coordinates).

ولقد اختار برايان بدلاً من الدوران بزاوية انعراج ψ حول المحور العمودي، الدوران بزاوية تسلق/انحدار Θ حول المحور الجانبي، متبوعة بزاوية دحرجة Φ حول محور الرفع ـ وقد اتبع هذا التسلسل منذ ذلك الوقت وحتى الآن. وعلى أيه حال فإن محاور الجسم المتعامدة لبرايان والمثبتة في الطائرة، كانت تدور بزاوية مقدارها 90 درجة حول المحور X مقارنةً بالممارسة الحديثة. وهذا يعني أن المحور Y هو في مكان المحور الحديث Z، بينما يكون المحور Z هو سالب المحور Y الحديث (الشكل 18-2).

لقد خدمت زوايا يولر وبرايان مفاهيم الاستقرار والتحكم بشكل جيد في كافة الحالات تقريباً. إلا أنه كان هنالك خيارات أخرى توجب على برايان أن يطبقها لتجنب الانفصام (singularity) الملازم لزوايا يولر. وقد برز هذا الانفصام في زوايا الرفع التي تزيد أو تقل عن 90 درجة حيث تأخذ الطائرة وضعاً عمودياً إلى الأعلى أو إلى الأسفل. وعندها تصبح معادلة الحركة لزاوية الانعراج غير محددة.

لقد تمّ تجنب الانفصام في زوايا يولر عند الزاوية 90 درجة باستخدام الرباعيات (quaternions) التي اخترعها السير هاملتون (Sir W.R. Hamilton)، أو بواسطة مقادير جيب تمام الاتجاه (direction cosines). ولعل أحد مساوئ الرباعيات، الرئيسية، وكذلك جيب تمام الاتجاه كإحداثيات وضع الطائرة، هو افتقارها التام للحس البديهي (intuitive feel)، إذ إن حركية الطيران (flight dynamics) في تاريخها الزمني والتي كانت تحسب باستخدام الرباعيات أو جيب تمام الاتجاه، يجب أن تحول إلى زوايا يولر لكي تستخدم بصورة ذكية.

وباستثناء محاكي الطائرة أو الاطلاق العمودي لمركبة الفضاء، أو الطائرة المقاتلة التي قد تتواجد في هذا الوضع فإن انفصام زوايا يولر 90 درجة ليست مشكلة عويصة.

ملاحظات: 1. تقع نقطة الأصل مع محاور الجسم في مركز الثقل.
2. s و c ترمز إلى جيب وجيب تمام الزاوية
3. المستوي x-z هو مستوي التناظر

الإزاحات

$$\dot{X}_e = Uc\Theta c\Psi + V(c\Psi s\Phi s\Theta - s\Psi c\Phi) + W(c\Psi c\Phi s\Theta + s\Psi s\Phi)$$

$$\dot{Y}_e = Uc\Theta s\Psi + V(s\Psi s\Phi s\Theta + c\Psi c\Phi) + W(s\Psi c\Phi s\Theta - c\Psi s\Phi)$$

$$\dot{Z}_e = -Us\Theta + Vs\Phi c\Theta + Wc\Phi c\Theta$$

السرعات الخطية

$$X - mgs\Theta + THR \cdot AT = m(\dot{U} - VR + WQ)$$

$$Y + mgs\Phi c\Theta + THR \cdot BT = m(\dot{V} - WP + UR)$$

$$Z + mgc\Phi c\Theta + THR \cdot CT = m(\dot{W} - UQ + VP)$$

زوايا يولر

$$\dot{\Psi} = (Qs\Phi + Rc\Phi)/c\Theta$$

$$\dot{\Phi} = P + \dot{\Psi} s\theta$$

$$\dot{\theta} = Qc\Phi - Rs\Phi$$

السرعات الزاوية

$$L + THR \cdot DT = \dot{P}I_x - \dot{R}I_{xz} + (I_z - I_y)QR - PQI_{xz}$$

$$M + THR \cdot ET = \dot{Q}I_y + (I_x - I_z)RP + (P^2 - R^2)I_{xz}$$

$$N + THR \cdot FT = \dot{R}I_z - \dot{P}I_{xz} + (I_y - I_x)PQ + QRI_{xz}$$

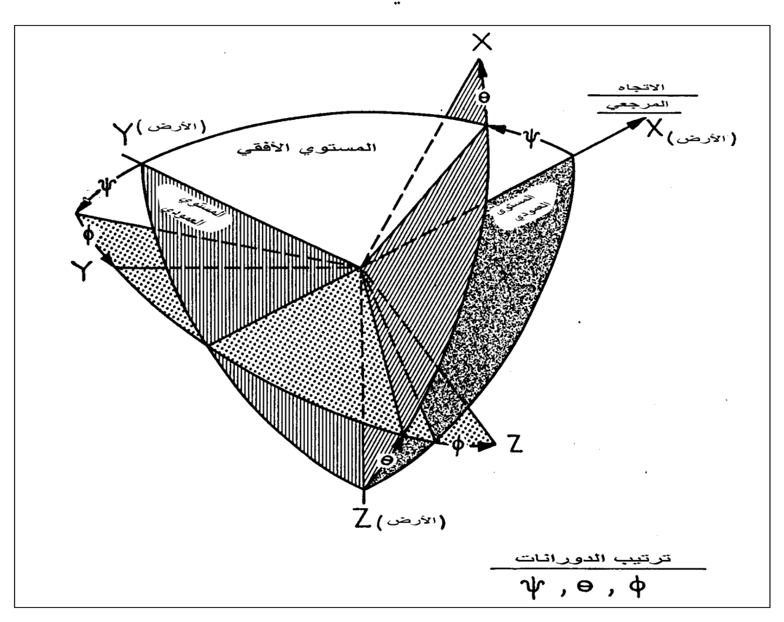
الشكل 18 ـ 1: 12 معادلة لحركة جسم الطائرة الصلب، المستخدمة بشكل واسع في محاكي الطيران. إن جميع المعادلات، عدا ثلاثة، تكون بحالة تغاير كلاسيكي، وهي مناسبة للتطبيق المتسلسل في مكاملة البرامج الجزئية الكمبيوترية. باستبدال المعادلة 7 في المعادلة 8 يضعها بشكل متغير ـ الحالة. إن قلب المصفوفة للمعادلتين 10 و11 تضعها بشكل متغير ـ الحالة.

وبحسب مفهوم كلمة «الرباعية» هنالك أربعة أنظمة إحداثيات، وتسعة أنظمة إحداثيات الاتجاه جيب التمام. كما وأشار يولر منذ ذلك الوقت إلى ثلاثة

أنظمة إحداثيات فقط ضرورية لتحديد أوضاع الجسم الصلب، فيكون لأنظمة إحداثيات الرباعية وإحداثيات اتجاه الجيب التمام درجة في الإسهاب أو التوفرية أو التكرار (redundancy).

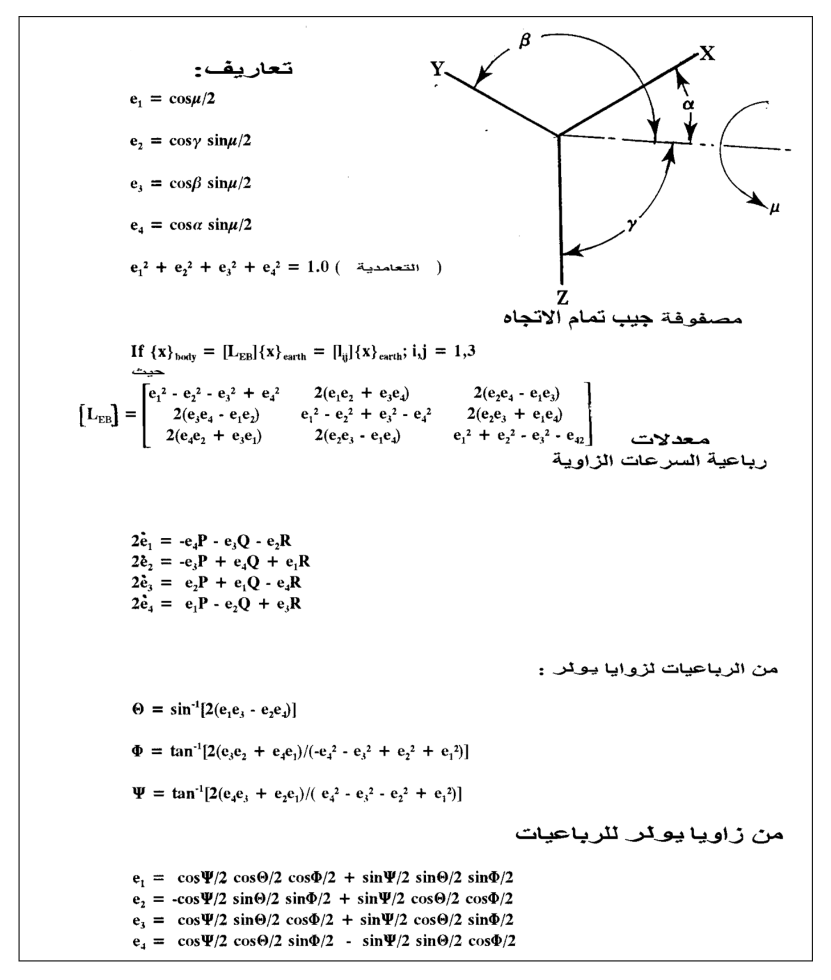
ولقد وضعت هذا التوفرية في موضع الاستخدام الجيد في الحسابات الرقمية الحديثة لتقليل أخطاء التدوير (rounndoff errors) في فحوصات التعامدية (orthogonality check). وهنالك فائدة أخرى للرباعية مقارنةً بأنظمة إحداثيات زوايا يولر هي الشكل المبسط لمعادلات الرباعية لمعدلات السرع الزاوية، التي تتكامل خلال طيران المحاكاة. وتختلف معادلات معدل زاوية يولر عن بعضها البعض الآخر، فهي لاخطية، وتحتوي على دوال مثلثاتية (trigonometric equations)، في حين تكون معادلات معدل الرباعية جميعها متشابهة، وهي خطية في إحداثيات الرباعية.

وتتماثل الأوضاع التسعة لأنظمة اتجاه الجيب التمام بالنسبة إلى عناصر مصفوفات 3x3 للنقل المتعامد (3-by-3 orthogonal matrix of transformation) في مكونات المتجهة (vector) بين نظامي الإحداثيات (coordinate systems).



الشكل 18 ـ 2 استخدام تسلسل زوايا يولر الأكثر شيوعاً كجملة إحداثيات سلوك الطائرة في دراسات ديناميكيات الطيران. عَرَفه ميلفيل جونز في نظرية إيروديناميك دوراند، في عام 1938 (**من**: Abzug, Douglas Rept. ES 17935, 1955).

وكما هو الحال في حالة الرباعية فإن لجميع معادلات معدل اتجاه جيب التمام خصوصية التشابه الشكلي، كما أنها خطية أيضاً. تسمى معادلات اتجاه متوسط جيب التمام بمعادلات بواسون (poissons equations). كذلك، فإن استخدام الرباعية في معادلات حركة الطائرة شائع، بينما يكون استخدام أنظمة إحداثيات وضع الطائرة شائعاً، أما استخدام أنظمة إحداثيات وضع الطائرة لاتجاه جيب التمام فهي نادرة.



الشكل 18 ـ 3 شكل مُوسِط يولر للرباعيات المستخدمة في بعض محاكيات الطيران لحساب سلوك الطائرة. تُعَرِف المجموعة العليا من المعادلات مُوسطات يولر من حيث دوران المحور للجملة XYZ إلى السمة الجديدة. $\{X\}_{body}$ هي مكونات الشعاع في محاور التدوير؛ $\{X\}_{earth}$ هي نفس المكونات في المحاور الأصلية. الانتقالات بين مُوسطات يولر وزوايا يولر تم إعطاؤها في مجموعتي المعادلات الدنيا.

يستخدم شكل مُوسِط يولر (Euler parameter form) لرباعيات جيوب تمام الاتجاه لتعريف محور دوران مقارنةً بمحاور مثبتة في فضاء قصوري (inertial space) ويجلب دوران محاور جسم الطائرة حول ذلك المحور محاور جسم الطائرة إلى وضعها الصحيح في أية لحظة (الشكل 18-3). وهذا يعود إلى أحد نظريات يولر القديمة، التي تنص على «أن الجسم يمكن إعادته على وضع اعتباطي من خلال دورة واحدة حول محور معين». وليس هنالك حِسٌ بديهيٌ للوضع الحقيقي نسبة إلى مجموعة من موسطات يولر لأن الموسطات الأربعة هي نفسها دوال مثلثاتية لجيوب تمام الاتجاه، وزوايا الدوران حول المحور.

ولقد كان تقرير روبنسون (A. C. Robinson) أول تقرير منشور جلب انتباه مهندسي محاكيات الطيران إلى الرباعيات عام 1957. وقد تبعت مساهمة روبنسون في عام 1960 من قبل غرينوود (D. T. Greenwood) الذي أظهر فوائد الرباعيات في تدقيق أخطاء الحسابات الرقمية خلال المحاكاة. وهنالك مسح تاريخي مفصل لجميع أنظمة وضع الإحداثيات الثلاث، قدمها فيليبس، هايلي، وجيبرت (Phillips, Hailey, and Gebert) عام 2001. ويبدو ان مجموعة محاكاة الطيران كانوا منقسمين في الاختيار بين زوايا يولر والرباعيات. وفي بعض الحالات استُخدم كلاهما في محاكيات طيران مختلفة في مؤسسة واحدة.

وعلى أية حال، من الطريف أن العديد من الحسابات الرقمية الحديثة لاستقرارية الطائرة والتحكم بها لا تزال تستخدم إحداثيات زوايا يولر بأسلوب برايان الذي يعود إلى عام 1911.

18 ـ 2 الوصول إلى الخطية Linearization

في شكلها الأساسي، فإن معادلات حركة الطائرة هي مجموعة من تسع معادلات تفاضلية لاخطية آنية (simultaneous nonlinear differential equations). ولعل إحدى أهم الخطوات بعيدة الأمد، التي اتخذها برايان كانت تطوير شكل الاضطراب الخطي لهذه المعادلات.

إن الحركة الاضطرابية لأداة ميكانيكية بسيطة، مثل البندول على سبيل المثال، حول حالة الراحة أو السكون (state of rest)، هو في الحقيقة مفهوم مألوف.

وفي كتابة «التحليل الميكانيكي» (*Mecanique Analytique*) الذي نشر عام 1788، طور لاغرانغ (J. L. Lagrange) نظرية الحركات الاضطرابية الصغيرة في

النظم الحاوية على درجات حرية متعددة، حول موقع مستقر متوازن. ولقد وسع بدايات نظرية لاغرانغ بالاستعاضة عن الموقع المستقر المتوازن بحركة متوازنة وثابتة (steady equilibrium motion).

تنشأ الفائدة من استخدام نظرية برايان الخطية من طبيعة الحركات الاضطرابية المرتبكة للطائرة. ولكن تحت ظروف تشغيل اعتيادية، كالتي تمارسها الطائرات الخاصة والتجارية أثناء مقاربات التسلق والتطواف (cruising)، والهبوط فإن حركتها تكون منسجمة مع معظم أنظمة الحركة الخطية الديناميكية المعروفة. هذا وتتناسب القوة الإيروديناميكية، والعزم طردياً مع حركات الطائرة الاضطرابية، بدون أية مماثلة مع احتكاك كولون (Coulomb friction) المقاوم للحركة الجانبية. وتكون الاضطرابات الصغيرة أو المعادلات الخطية مناسبة تماماً لوصف الحركات التي يعيشها الطاقم أو المسافرين، وفي تصميم مزيدات الاستقرار، وفي منظومة الطيار الآلي.

قام برايان بتحليل الاضطرابات الصغيرة حول الطيران المستقيم (rectilinear flight)، المتناظر والثابت، في حالة التطواف المستوي، أو أثناء التسلق، أو الانقضاض. وقد أسست معظم الأدبيات اللاحقة والخاصة بديناميكيات الطائرة على نموذج برايان هذا. وهكذا، أتت معادلات حركة الطائرة المضطربة حول دوران ثابت (study turning)، وانزلاق جانبي ثابت (steady side slipping) مباشرة بعد برايان، كما جاء وصفه في تقرير مهم لليونارد بيرستو (Leonard Bairstow).

وأضيف إلى ذلك التقرير ملحق يتعلق بالطيران المنحني العام (general curvilinear flight)، باستخدام إحداثيات مرجعية أرضية (Frazer, Duncan and Coilar, 1938).

وفي وقت لاحق استخدم محققون (Billion, 1956; Abzug, 1954) نظام إحداثيات الجسم الثابتة (body-fixed coordinates). وفي سلسلة مقالات لناسا مورخة من عام 1981 حتى عام 1983، طبق روبرت شين (Robert T. N. Chen) الخطية (linearization) على حالة الاضطرابات من الدورانات غير المنسقة (uncoordinated turns).

ولقد كان هدف تشين المباشر تمثيل الحركات الاضطرابية للحوامات (helicopters) ذات الدوار المنفرد (single rotor) أثناء السرعات المنخفضة

والدورانات الحادة، التي تكون فيها قيم كبيرة من الانزلاق الجانبي طبيعية تماماً.

لقد عانى عمل بيرستو (Bairstow) في الخطية لعام 1914 مصير النظرية التي سبقت زمانها بوقت طويل. ويبدو أن المحققين التالين، والمذكورين أعلاه، كانوا غافلين تماماً عن أن بيرستو كان فعلاً قد وسع معادلات برايان الأصلية.

إن خطية برايان لمعادلات حركة الطائرة خفضتها إلى مجموعتين من ثلاث معادلات تفاضلية خطية آنية، كلٍّ منها من الدرجة الرابعة، وتوضح المعادلات الخطية المبينة في الشكل 18-4 ثلاثة ملامح نموذجية لهذه المعادلات. ويشار إلى التفاضل بمتغير لابلاس S، الذي يشتغل على كميات اضطراب صغيرة مثل μ, w, θ, β، تدعى المتغيرات الإيروديناميكية مع كمية اضطراب صغيرة، تسمى مشتقات الاستقرار (stability derivatives)، التي تكون في الشكل الاتجاهي (dimentional) مناسبة لدراسات الحلقة المغلقة، وكذلك قيم محاكاة الطيران.

أخيراً، كانت المشتقات الأولية الخاصة بعزم الدحرجة (rolling moment) نتيجة سرعة الدحرجة ممثلة بالصيغة L'_p وليس L_p. وتدمج التعابير العطالية مع المشتقات الأولية والتعابير الإيروديناميكية بالتبسيط المجموعة الجانبية (lateral set) ووضع هذه المعادلات على شكل متغيرات الحالة (state-variable form) (المقطع 11).

وفي الحقيقة، تفصل معادلات الحركة الخطية إلى مجموعتين مستقلتين مهمتين، ويمكن للمهندسين معالجة ديناميكيات الطائرة على أنها مكونة من مشكلتين فرديتين:

إن الاستقرار والتحكم الطولي، ينشأ من مجموعة المعادلات المتناظرة، والتحكم الجانبي ينشأ من المجموعة غير المتناظرة. بينما، يفشل الفصل بين المجموعتين الطولية والجانبية إلى مجموعتين مستقلتين من مجاميع اضطراب الطيران المنحني أو المنزلق.

وتصل نتيجة الترابط بين الحركتين الطولية والجانبية إلى الدرجة الثامنة. هذا وعالج بريستو (عام 1920) أيضاً الاضطرابات الناشئة في الطيران الدوار (circling).

$$\begin{bmatrix} s - X_u^* & -X_w & W_o s + g \cos\theta_o \\ -Z_u^* & (1 - Z_{\dot{w}})s - Z_w & -U_o s + g \sin\theta_o \\ -M_u^* & -(M_{\dot{w}} s + M_w) & s^2 - M_q s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \end{bmatrix}$$

$$q = s\theta$$

$$\dot{h} = -w \cos\theta_o + u \sin\theta_o + (U_o \cos\theta_o + W_o \sin\theta_o)\theta$$

$$a_z = sw - U_o q + (g \sin\theta_o)\theta$$

$$a_z' = a_z - l_x s^2\theta$$

$$\begin{bmatrix} s - Y_v & -\frac{W_o s + g \cos\theta_o}{V_{T_o}} & \frac{U_o s - g \sin\theta_o}{V_{T_o} s} \\ -L_\beta' & s(s - L_p') & -L_r' \\ -N_\beta' & -N_p' s & s - N_r' \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \frac{p}{s} \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_a}^* & Y_{\delta_r}^* \\ L_{\delta_a}' & L_{\delta_r}' \\ N_{\delta_a}' & N_{\delta_r}' \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

$$v = V_{T_o}\beta \qquad a_y = sv + U_o r - W_o p - g(\cos\theta_o)\varphi$$

$$\varphi = \frac{p}{s} + \frac{r}{s}\tan\theta_o \qquad a_y' = a_y + l_{x_{lat}} sr - l_z sp$$

$$\psi = \frac{1}{\cos\theta_o}\frac{r}{s}$$

الشكل 18 ـ 4 الأشكال البعدية لمعادلات الاضطرابات الصغيرة لحركة الطائرة، المتاحة لدراسات نظام الحلقة المغلقة. المجموعة الطولية هي في الأعلى، والمجموعة العرضية هي في الأسفل. تُدَوَّن معادلات الخرج، من أجل حسابات بعض قراءات الحساسات، في أسفل المجموعات المصفوفية (من Teper, Systems Technology, Inc., Rept. 176-1, 1969).

18 ـ 3 العمل العددي المبكر Early Numerical Work

تكون الحلول المفيدة لمعادلات برايان الخاصة بحركة الطائرة، اللاستخدامات العلمية والهندسية إما جذوراً (roots)، أو قيماً متخصصة (eigenvalues)، أو سجلات زمنية حقيقية (actual time histories)، التي تعطي

استجابات الطائرة إلى مدخلات تحكم أو اضطراب محددة. أما نوع الحل من الناحية الجوهرية فقد كان مستبعداً بالوسائل المتاحة عام 1911. وبحلول عام 1920، وجد بيرستو (Bairstow) مقاربة مقيدة كانت بمثابة نقطة انطلاق لتطوير قيم «ايخن» الخاصة لمعادلات برايان.

وفي وقت لاحق، عندما تمكّن مهندسون في الولايات المتحدة وبريطانيا من توليد حلول «سجل زمني» لمعادلات برايان الخطية كان انجازاً مقروناً بعمل جهيد.

وقد نشرت في عام 1924 أوائل الحلول العددية التدريجية لطائرة (step-by-step) الحرب العالمية الأولى الشهيرة S.E-5، من قبل وركمان (F. Workman). وبعد عام (1925) نشر ميلفيل جونز وتريفليان (B. Melvill Jones and A. Trevelyan) الحلول التدريجية للحركات الجانبية أو اللاتناظرية (asymmetrical motion).

طبق ميلفيل جونز في عام (1934)، طريقة متقدمة على الطرق التدريجية، نظرية الرياضيات الشكلية للمعادلات التفاضلية بديلاً من معادلات برايان الخطية لينتج وبشكل رائع مجموعة كاملة من السجلات الزمنية للطائرة المقاتلة B.F.2b Bristol عند ارتفاع 6000 قدماً (الشكل 5-18).

وقد كافح جيل من مهندسي ما قبل الكمبيوتر الالكتروني وهم يستخدمون هذه الحلول الشكلية، حيث يتوجب إيجاد التابع المتمم (complementary function) أولاً، إضافة إلى استخدام كم كبير من علم الجبر، لكي يتم إيجاد الجذور الحقيقة والمعقدة لمعادلة متعددة الحدود من الدرجة الرابعة (fourth degree polynomial). ويعطي التابع المتمم بعدئذٍ السجل الزمني لمتغيرات الحركة بدون تطبيق القوى والعزوم عليها، ولكن بالشروط الابتدائية المختارة.

والخطوة الأخيرة في الحل الشكلي هو بإيجاد متكامل معين للمعادلات (particular integral)، وهذا يضيف للتابع المتمم تأثيرات ثوابت العزوم المطبقة، كالتي نتجت من انحرافات سطوح التحكم في الطائرة. وبكلمات جونز نفسه: «تتضمن الحسابات العددية المعنية.. والثقيلة، وأنها تنطوي على جملة أمور منها حل أربع معادلات آنية بأربعة متغيرات». ولا غرو أن حسابات السجل الزمني العددية هذه قد ضعفت لسنوات إلى أن أصبحت الكمبيوترات التماثلية الالكترونية متاحة تجارياً، حوالى عام 1950.

18 ـ 4 غلوريت والأشكال اللابعدية فيما بعد Glauert's and Lateral Nondimentional Forms

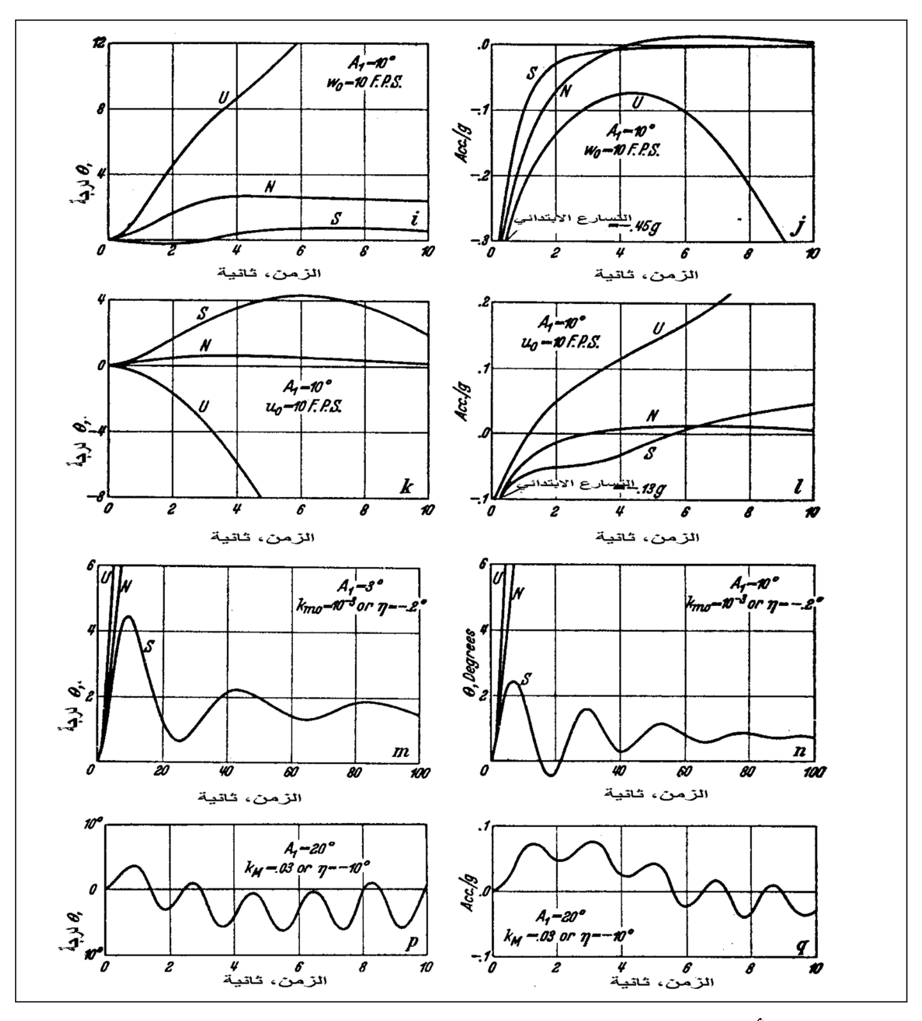
تحددت مساهمة هيرمان غلوريه (Hermann Glauert) في تطوير معادلات حركة الطائرة بإدخال النظام اللابعدي المستند إلى وحدة الزمن $\tau = \mu l/v$. وفي التعبير عن τ وμ نعني الكثافة النسبية للطائرة وتساوي m/pSl، حيث ρ هي كثافة الهواء. l و S هما صفتا طول الطائرة وسطحها، على التوالي. وعادة l هو باع الجناح وS سطحه. v هي السرعة. أن μ هي الكثافة النسبية وتساوي نسبة كتلة الطائرة إلى كتلة الهواء المحتواة في الحجم $s\times l$، والمحددة لحجم الطائرة. ووفقاً لنظرية غلورية تخرج الحلول الزمنية بشكل وحدات τ بالثواني.

عندما تنفذ إجرائية غلوريه، فإن القيم العددية لجيمع الرموز التي تظهر في المعادلات (باستثناء μ) تتعلق فقط بشكل الطائرة، والتوزيع الكتلي، ووضعها، وزوايا الهجوم والانزلاق التي تمر بها، وأن حجم الطائرة، أو سرعتها، وكتلتها، وكثافة الهواء، أو الارتفاع، تكون جميعها ممثلة بالمُوسِط الوحيد μ.

لقد عرف غلوريه الرموز اللابعدية بأحرف غامقة مثل **t, w, q** فيما يخص الزمن، السرعة العمودية، وسرعة الرفع، وk مع رمز سفلي (subscript) مناسب للدلالة على عزم العطالة مقسوماً على l^2 بـ m مرة. وبالمثل فإن مشتقات الاستقرار تكون بدون أبعاد (nondimentionalized). فعلى سبيل المثال، يقوم x_w مقام $(d_X/d_w)/\rho VS$. يقول ميلفيل جونز (عام 1934):

إذا كان هذا غامضاً على القارئ، كان غامضاً أيضاً على جيل مهندسي الاستقرار والتحكم الذين مارسوا فنهم قبل ظهور الإلكترونيات التماثلية، ومن ثم الكمبيوترات الرقمية التي كاملت الصورة.

إن حسابات السجل الزمني للطائرة هي الآن سهلة التنفيذ، فلم يعد هناك من جائزة تمنح لحساب لابعدي وحيد لتمثيل العديد من الارتفاعات، والسرعة (لكن ليس رقم ماخ)، والحجم، وحالات الأوزان.



الشكل 18 ـ 5 أمثلة على حلول معادلة الحركة للطائرة المقاتلة بريستول F.2b التي نتجت عام 1930 من مقطع ميلفيل جونز في النظرية الإيروديناميكية لدوراند. إن حلول وضع الرفع والتسارع العمودي كانت في السرعة الابتدائية واضطرابات السرعة العمودية والزوايا الخطوية لدفة الرفع، عند زوايا توازن مختلفة.

تم توليد البيانات الإيروديناميكية بالشكل اللابعدي كقيم خرج محسوبة في اختبارات النفق الهوائي، وتعرض بذلك على المهندسين الذين يستخدمون معادلات حركة الطائرة، في حين أن وحدة الزمن الخاصة اختفت تقريباً من الساحة. وتم حساب حركات الطائرة بعبارات فعلية، بدلاً من اللابعدية، وحدات السرعة، باستثناء زوايا الهجوم والانزلاق. كانت معاملات غلوريه

الإيروديناميكية اللابعدية في بريطانيا مستندة إلى ρv^2 وليس إلى $(\rho/)2^2$. وهكذا، كانت مشتقات الاستقرار اللابعدية لغلوريه لها نصف حجم مشتقات الاستقرار والتحكم اللابعدية للـ NACA، باستثناء مشتقات عزوم السرعة الزاوية للتسلق/الانحدار m_w وm_q، المستندة إلى زمن طيران طول الوتر وليس طول نصف طول الوتر.

من الصعب تفادي الانطباع بأن شكل غلوريه اللابعدي المبدع لمعادلات حركة الطائرة قد وضع حقل ديناميك الاستقرار والتحكم على مسار جانبي لا يؤدى في النهاية إلى أي مكان. وكانت المساهمة الخاصة لهيرمان غلوريه اللامع قد تراجعت من خلال الكمبيوتر الرقمي.

الترميز الخاص لمعادلات حركة الطائرة بدأ قبل غلوريه (انظر Bryant and Gates, 1937). ولا يزال لترميز معادلات حركة الطائرة اهتماماً في بريطانيا، البلد حيث بدأ فيه كل شيء. وكجزء من سلسلة «بيانات العلوم الهندسية»، أصدرت جمعية الطيران الملكية (RAS) في عام 1967 مراجعة لترميز ديناميكيات الطائرة وأوصت بالمجموعة الجديدة للمِقْيَسات. وبني هذا الأمر على التقرير التقني الرائع لـ RAS بأجزائه الخمسة (Hopkin, 1966). ووجهة نظر هوبكين هو:

«الترميز هو امتداد للغة، وينبغي ألا يسمح لبرج بابل بالنمو»

أثناء عمل هوبكين، كان النمو في تطبيقات معادلات حركة الطائرة يُنتج عدداً كبيراً من أساليب الترميز الممكنة. ولكي يتم استيعاب كل منهم بدون غموض، كان هوبكين قد ألزم على استخدام رموز غير عادية، مثل الهلالات الصغيرة على الرموز. وهذا لا يبدو أنه قد قُبض على محمل من جد، على الأقل في الولايات المتحدة. والمؤلفون على ما يبدو راضون لتعريف الرموز الذي كان واضحاً بما فيه الكفاية ضمن سياق عملهم.

أصبح الشكل البعدي لمشتقات الاستقرار محبباً بشكل خاص للتحليل الخطي، الذي فيه يتم تقسيم المشتقات إما على أساس كتلة الطائرة أو على تابع (دالة) عزم العطالة. ويُنتج هذا الشكل متجهات حالة الطائرة القابلة للقياس فيزيائياً، مثل السرعات والسرعات الزاوية. ويمثل المشتق Zu في هذا النظام $(\partial Z/\partial u)/m$، ولقد وجد هذا الشكل بالذات لمشتقات الاستقرار في تقارير فريق شركة الأنظمة التقنية المحدودة (STI).

إن مشتقات الاستقرار الدحرجية هي متغيرات معاملات القوة والعزم مع سرعة الطائرة الزاوية. وتجعل السرعات الزاوية في المشتقات الدحرجية دائماً بلا أبعاد تقريباً بضربها بالمعامل 1/(2V)، حيث يمثل l إما وتر الجناح c أو باع الجناح b وتمثل V السرعة. إن مشتق الدحرجة القياسي هو مشتق تخامد الرفع$C_{m\alpha}$ الرفع $C_{m\alpha}$، والمُعرف على أنه $\partial C_m/(\partial qc/2v)$.

تم إهمال مشتقات الدحرجة في معادلات الحركة لبراين وويليامز (Bryan and Williams, 1903) حيث لم تتوفر ذلك الحين وسيلة لقياسها. بيد أن براين، كان لاحقاً قادراً على وصف تقنيتين لقياس مشتقات الدحرجة: فوضع نموذج على طاولة دوارة أو في نهاية ذراع دوار، وأخذ يذبذب النموذج فيما يشبه ما يحصل داخل نفق هوائي تقليدي (Bryan, 1911).

لقد بقيت تقنية الذبذبة حتى العصور الحديثة، ويتم استخدامها في الأنفاق الهوائية فوق الصوتية كذلك في أنفاق السرعات المنخفضة. إن تقنية الذبذبة الإجباري المبدعة لقياس مشتقات الدحرجة تستخدم التحكم بالتغذية الخلفية لتثبيت مطال (amplitude) وتردد التذبذب الإجباري، بغضّ النظر عن مستوى النموذج والمشتقات المستقرة وغير المستقرة (Beam, 1956).

هنالك معامل إضافي لطريقة التذبذب الإجباري لبراين هو فصل مشتقات تخامد الرفع والانعراج من مشتقات الدحرجة المتقاطعة، على سبيل المثال عزم الدحرجة العائد إلى الانعراج، وبذبذبة النموذج حول المحاور المختلفة، يتم حل قياسات العزم داخل أو خارج طور الحركة في وقت واحد للحصول على الأجوبة. والفجوة في عمل Beam هي أن مشتقات التخامد مثل C_{mq} وC_{nr} لا تكون مفصولة عن زاوية الهجوم ومشتقات سرعة زاوية الانزلاق، مثل $C_{m\beta}$ و$C_{m\alpha}$. ويكون هذا الفصل ممكناً في اختبارات النفق الهوائي لحركة إجبارية خاصة.

كان النفق الهوائي للاستقرار في لانغلي NACA أحد الأنفاق الهوائية القليلة التي تنتج مشتقات تخامد صرفة. استعمل الزمن الماضي هنا لأن النفق الهوائي للاستقرار كان قد فُكك قبل بضعة سنوات وتم شحنه إلى معهد بوليتكنيك فرجينيا. ويملك النفق الهوائي للاستقرار أقسام اختبار منحنية كان

يتم فيها توليد القوى والعزوم على نموذج عادي من الجريانات الدوارة. وهذا يُنتج مشتقات الدحرجة غير المدمجة مع مشتقات السرعات الزاوية. وتم توليد نفس الأثر مع نماذج المناطيد المنحنية المختبرة في الأنفاق الهوائية التي تعود إلى العشرينيات.

لقد استخدم النفق الهوائي للاستقرار أيضاً عنفات شعاعية دوارة تقع قبل قسم الاختبار لتوليد الجريان الدحرجي (rolling flow)، وكان التدفق الزاوي المتعلق بالخط المركزي للنفق الهوائي تابعاً خطياً (linear function) للمسافة من الخط المركزي إلى جدران النفق. كما تبقى القوى الإيروديناميكية على النموذج في مركز النفق جاسئة وتكون متماثلة لتلك النماذج الدحرجية في النفق الهوائي العادي، ما عدا حركة الطبقات الحدية المعترضة الناجمة عن تدرج الضغط الشعاعي. ولقد جرب مركز الفضاء الألماني في الثلاثينيات DVL الجريان الدحرجي في النفق الهوائي.

الذراع الدوار (whirling arm) كجهاز لقياس مشتقات الدحرجة كان لديه عودة في أنواع الطائرات المستخدمة في كلية الطيران في غرانفيلد في بداية الستينيات (Mulkens and Ormerod, 1993). وكانت الحوافز دعم برنامج بحث طيران مؤسسة الطيران الملكي المسمى HIRM، لنموذج بحث بزاوية هجوم عالية، وتم لف نماذج من الألياف الكربونية المدعمة بالبلاستيك، والرغوة، والألياف الزجاجية على ذراع بطول 8.3 متر داخل قناة اختبار حلقية. ويتم توليد بيانات مشتق الدحرجة الصرف بتحريك النماذج بزاوية هجوم على طول المسارات الدائرية، بشكل مكافئ لما يحصل في الجريان القوسي في الأنفاق الدوارة.

18 ـ 6 حدود الاستقرار Stability Boundaries

حتى قدوم الإلكترونيات التماثلية والكمبيوترات الرقمية، كانت الحلول العددية لمعادلات حركة الطائرة محددة بشكل أساسي في إيجاد حدود الاستقرار، وتراكيب مشتقات الاستقرار والمُوسِطات الأخرى التي تميز الاستقرار من عدم الاستقرار. ويتم إيجاد حدود الاستقرار بمعيار روث، المُطور من قبل بريتن روث (Briton E. J. Routh) في بداية عام 1900.

تم حساب حدود استقرار الطائرة في بريطانيا أولاً (Bryant, Jones and

(Pawsey, 1932). وكان ذلك دراسة لديناميك الاستقرار ما بعد الانهيار. ولقد وجد براينت والمؤلفون المشاركون معه مشتقات الاستقرار لعدد من الطائرات إلى حدّ درجة هجوم تصل إلى 40 درجة. وبهذه البيانات أنتجوا حدود الاستقرار كتوابع (دالات) لمشتقات الاستقرار الجانبية والعرضية السكونية، وكلاهما بدون أبعاد من خلال μ مُوسِط كثافة الطائرة النسبي لغلوريه.

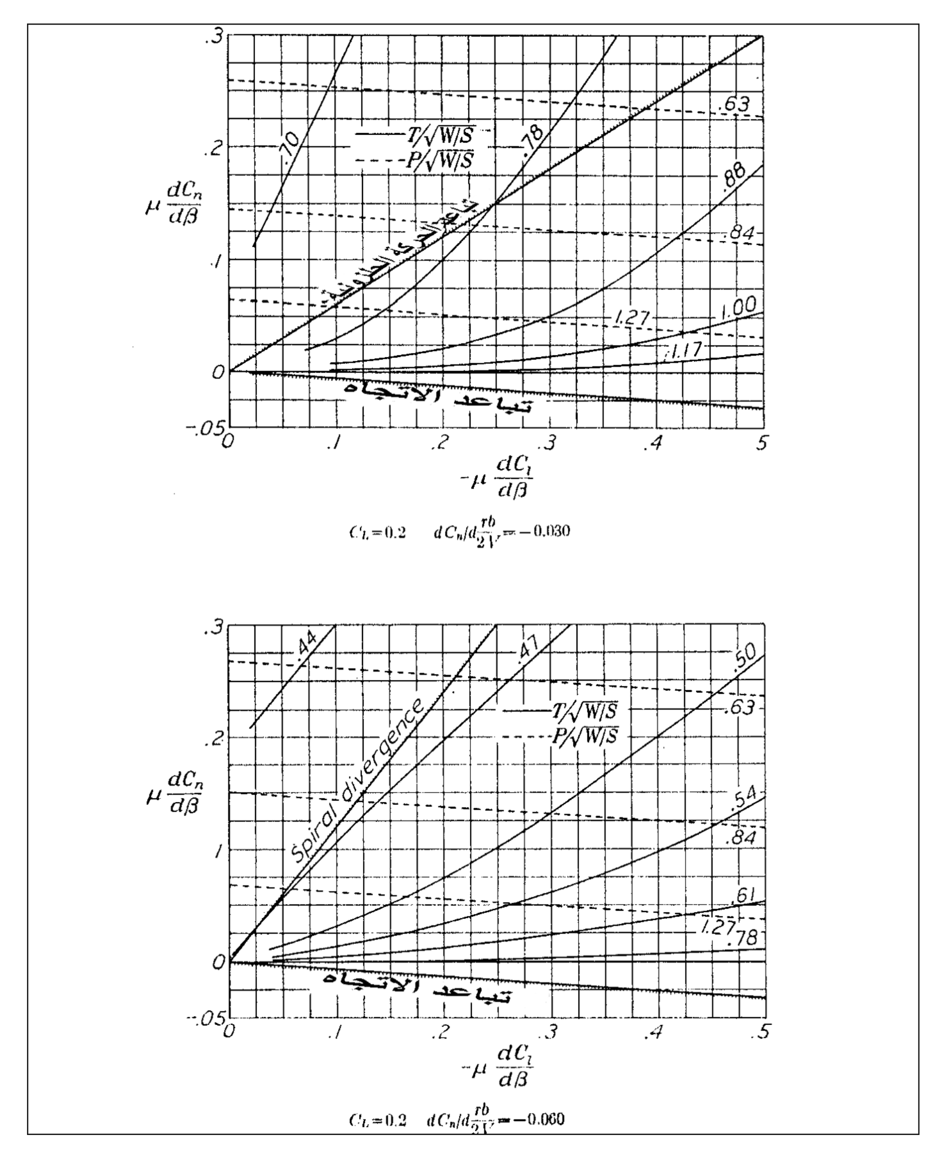
كانت هنالك مقالة بريطانية باكرة لغيتس تَعرض واجهات نسب التخميد الثابتة والتردد الطبيعي لاهتزاز فيغوئيد الحركة الطولية، كتابع لحجم الذيل، ولتوضع مركز الثقل (Gates, 1927). وبينما هو ليس بصرامة تحليل حد الاستقرار، فإن عمل غيتس وضع بالتأكيد الأساس لحدود براينت.

إن تقريري الـ NACA لتشارلز زيميرمان (Charles H. Zimmerman) (في عامي 1935 و1937) هما اللذان رافقا عمل غيتس وبراينت الرائد في حد الاستقرار. وكان هدف زيميرمان الطموح توليد مخططات تقدير سريع لديناميك أية طائرة. واحتوت تقارير زيميرمان على مخططات لكل من الحركات الطولية والجانبية، 40 للأول و22 للأخير (الشكل 18 ـ 6).

وكما هو الأمر في عمل براينت، فقد تم تعديل النتائج باستخدام μ مُوسِط كثافة الطائرة النسبي لغلوريه. وتتضمن مخططات زيميرمان تقديرات الدور والتخميد لحركات الفيغوئيد والاهتزاز الدحرجي الهولندي.

18 ـ 7 الريح، والجسم، والاستقرار، والمحاور الرئيسية Wind, Body, Stability, and Principal Axes

إحدى أكثر التجارب المحزنة لمهندسي الاستقرار والتحكم الأوائل هي مواجهة أربع مجموعات بديلة على الأقل من المحاور المرجعية لمعادلات حركة الطائرة. ويطلق على مجموعة براينت الأساسية، بمحاور الجسم، وهي لربما الأسهل إدراكاً. تُثبت المحاور المرجعية المتعامدة في جسم الطائرة كما لو أنها رُسمت عليها، وتبقى في مكانها خلال كل الحركات اللاحقة. ولكي نكون منصفين، حتى محاور الجسم يمكن ترحيلها قياساً بجسم الطائرة، حيث إن الشكل الأكثر شيوعاً الذي له أصله وهو مركز ثقل الطائرة، والذي ينزاح تقدماً وتراجعاً بالحمولات المختلفة.



الشكل 18 ـ 6 حدود الاستقرار الجانبية ـ الاتجاهية التمثيلية. يعطى تباعد حدود الاتجاه والحركة الحلزونية، سوية مع تقريبات دور وتخامد الدحرجة الهولندية. معيار كثافة الطائرة النسبي μ مستخدم في مخطط نظم الإحداثيات. (من Zimmerman, NACA Rept. 589, 1937).

لمحاور الجسم ميزة عملية هي أن متغيرات الحركة التي يتم حسابها، مثل السرعات الخطية والزاوية، يمكن ربطها بسهولة بقراءات عدادات الطيران، التي

جميعها تكون مثبتة في الجسم؛ في حين، وفي أوائل أيام تحليل الاستقرار والتحكم، كان هناك فوائد لمحاور الريح أيضاً (Zimmerman, 1935).

في محاور الريح، يشير المحور الأمامي أو السيني X إلى الريح أثناء كامل الحركة، فهو يدور حول مركز الثقل فيما يتعلق بجسم الطائرة. وتسمح استقلالية حركات الدحرجة والانتقال لهذا أن يحدث بدون التأثير في حساب حركات الرفع. ميزة محاور الريح هي أن القوى وفق المحاور X وZ تكون تماماً سالبة لقوى للكبح المألوف وقوى الرفع المبينة في تقارير اختبارات النفق الهوائي والمستخدمة في حسابات أداء الطائرة.

لقد ظهرت محاور الاستقرار في الأربعينيات، على أنها نظام هدفه تبسيط حساب الاضطرابات الصغيرة لحركات الطائرة. وتعتبر محاور الاستقرار مجموعة خاصة من محاور الجسم، حيث يشير محور الاستقرار X إلى الريح النسبية في الطيران المتوازن الذي يَسبق الحركة المضطربة، لكن يبقى ثابتاً في الجسم أثناء حساب الحركات حول نقطة التوازن. وكل هذا يتم إتمامه بمحاور الاستقرار هو حذف لقليل من الشروط في المعادلات التي تتضمن زاوية هجوم ابتدائية. ومع قدوم الكمبيوترات الرقمية الجديدة القوية أصبحت محاور الاستقرار في الغالب فضولاً، باستثناء حقيقة أن المشتقات الأولية المذكورة في الفصل الثاني كانت قاعدتها في محاور الاستقرار. وقد دَوّن دوان ماك روير (Duane McRuer) أن:

> **المشتقات الأولية المستندة إلى محاور الاستقرار لديها غالباً رابط بسيط مميز مع حركات الطائرة الأساسية... [على سبيل المثال] مربع التردد الطبيعي للاهتزاز الهولندي غير المُخمد يُعطى عادةً بدرجة عالية من الدقة من خلال N'_{β} . . . وتكون محاور الاستقرار ملائمة لتحديد مواصفات الأنمطة [من الحركة] والمقومات الأساسية الغالبة.**

لأجل تعقيد الأمور، فإن لعبارة محاور الاستقرار (stability axes) في بعض الأحيان معنى آخر تماماً من تلك المجموعة الخاصة من محاور الجسم لدراسات ديناميك الطيران. تولد بيانات النفق الهوائي غالباً بما يسمى «محاور الاستقرار»، لكن للوضوح يجب أن تسمى محاور استقرار النفق الهوائي. يقع المحور Z في مستوي التناظر ويكون عمودياً على الريح النسبي؛ كما يقع المحور X في مستوي التناظر، ويكون عمودياً على المحور Z؛ ويكون المحور Y عمودياً على كلٍ من المحورين X وZ.

إن المحاور الرئيسية فضول أخير في الممارسة العملية المعاصرة، حيث تكون مستخدمة فقط لحذف شروط حاصل ضرب العطالة في معادلات الحركة. وكما في محاور الاستقرار، فقد تم إلغاء المحاور الرئيسية بقدوم الكمبيوترات الرقمية القوية. وقد أضيفت شروط في المعادلات يبدو أنها لا تضيف شيئاً على زمن الحساب (Computing time).

الحالة الهجينة التي يتم فيها استخدام محاور الريح في ثلاث معادلات وقوة ومحاور الجسم في ثلاث معادلات عزوم يمكن أن نجدها في بعض المحاكيات. التطبيق الأول للمحاور الهجينة الذي أدركه مؤلف الكتاب تم تنفيذه من قبل روبير برات (Robert W. Bratt) في شركة طائرات دوغلاس قسم ألسوكوندو، حوالى عام 1955، بالارتباط مع دراسات الترابط العطالي. ومثال أكثر حداثة على المحاور الهجينة كان المحاكي الرقمي SIM2 في الناسا، الذي يستخدم في الحقيقة ثلاث مجموعات من المحاور، والريح، واستقرار النفق الهوائي، والجسم (الشكل 18 ـ 7). وكان المحاكي SIM2 قد وضع في الاستخدام أولاً في مركز بحوث طيران درايدن العائد إلى الناسا في المحاكي الرقمي للزمن الحقيقي لطائرة ماك دونيل دوغلاس F-15. وكانت قاعدة البيانات الإيرودىناميكية قد لقّمت إلى حد زاوية هجوم 90 درجة، للسماح بتقليد الانهواءات (stalls) والحركة الحلزونية (spin)، كما كانت في تطبيقات المحاكي الرقمي SIM2 الأخيرة الموجودة على المكوك الفضائي المداري، وعلى القاذفة الخفية نورثروب B-2.

مع أنظمة المحاور الثلاثة المحملة باستمرار في الحل، فإن العلاقات الزاوية بين مجموعة محاور المحاكي SIM2 يجب أن تكون محسوبة أيضاً بشكل مستمر. وتستخدم معادلة شعاع القوة الأساسي (fundamental force vector) في المحاور المتحركة المستخدمة في المحاكي SIM2 وشعاع الجداء ـ العرضي (vector cross - product) للسرعة الزاوية بمحاور الريح وشعاع السرعة. تُحل معادلة الشعاع الرئيسي في السرعة الزاوية لمحاور الريح كالسرعة الزاوية لمحاور الجسم مطروحاً منها حدّان، السرعة الزاوية لمحاور الاستقرار في النفق الهوائي نسبة إلى محاور الريح، والسرعة الزاوية لمحاور الجسم فيما يتعلق بمحاور الاستقرار في النفق الهوائي.

تختلف محاور الريح عن محاور الاستقرار في النفق الهوائي فقط من

خلال الدحرجة الموجب لزاوية الانزلاق حول محور الاستقرار Z، لدرجة أن الحد الثاني من الحدود الثلاثة في معادلة الشعاع في السرعة الزاوية لمحاور الريح لديها فقط عنصر وحيد لا صفري، السرعة الزاوية للانزلاق. وعلى نفس النمط، تكون محاور استقرار النفق الهوائي مشتقة من محاور الجسم من خلال دوران وحيد لزاوية الهجوم على طول المحور Y السالب. وتنفذ أشعة الانتقال المطلوبة على شكل مكونات، بحيث يُحذر دائماً من إضافة مكونات في أنظمة المحور ذاته.

$$\dot{V} = X_w / m$$

$$\dot{\beta} = (Y_w / \mathrm{mV}) - R_s$$

$$\dot{\alpha} = Q - P_s \tan\beta + Z_w / (\mathrm{mV} \cos\beta)$$

حيث:

$$\begin{matrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \end{matrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}$$

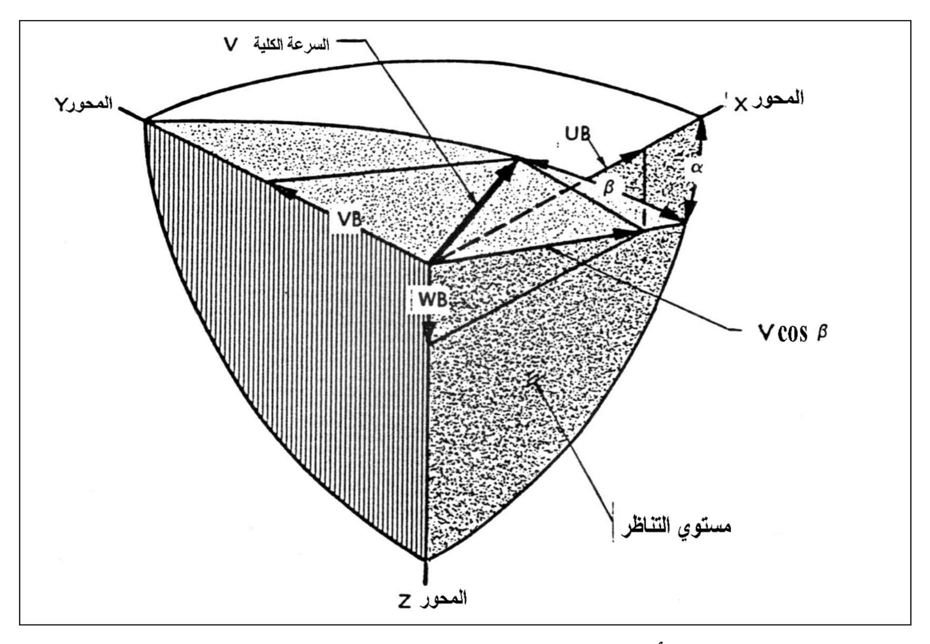
و

$$\begin{matrix} P_s \\ Q_s \\ R_s \end{matrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix}$$

الشكل 18 ـ 7 أحد أشكال معادلات القوة لحركة الطائرة في المحاور الهجينة، التي فيها تم استخدام محاور الريح في معادلات القوة ومحاور الجسم في معادلات العزوم. الشكل المدمج الخاص المستخدم في المحاكي الرقمي نورثروب SIM2 يعود إلى المكوك الفضائي المداري والقاذفة B-2 في الناسا.

يكون لدى متغيرات زاوية الانزلاق وزاوية الهجوم التي تحدد الفرق بين مجموعات المحاور الثلاثة في SIM2 أحد التعريفين المحتملين. حدوث العرف

SIM2 ليتوافق مع التعريف الأكثر شيوعاً، الذي تكون فيه محاور الريح مشتقة من محاور الجسم من خلال تنفيذ دورانين، دوران بزاوية هجوم ابتدائية سالبة α متبوعاً بدوران زاوية انزلاق موجبة β (الشكل 18 ـ 8). وإن العرف العكسي (reverse convention) هو نادر لكن ليس مجهولاً.



الشكل 18 ـ 8 العرف المألوف لزاوية الهجوم ل وزاوية الانزلاق β، المستخدم في محاكي الطيران الرقمي SIM2 في الناسا. X, Y, Z هي محاور الجسم (من: Abzug, Norhtrop paper, 1983).

إن مجموعات محاور الطائرة الموسعة التي تسمح بالطيران عند سرعات وارتفاعات مبالغ فيها، والتي تأخذ بالاعتبار الشكل الفعلي للأرض، تم معالجتها في الفصل الخامس عشر.

18 ـ 8 تحويلات لابلاس، الاستجابة الترددية، توضع الجذور Laplace Transforms, Frequency Response, and Root Locus

إن إحدى الألغاز البسيطة في مسيرة تطور معادلات حركة الطائرة، هي: لماذا تأخر حتى عام 1950 ظهور تحويل لابلاس في الأدبيات المفتوحة كطريقة حل لمعادلات حركة الطائرة، وكان ذلك عام 1950 في NACA من خلال

ملاحظة تقنية للدكتور موكرزيكي (Dr. G. A. Mokrzycki)، الذي «أنجلز» اسمه لاحقاً إلى أندرو (G. A. Andrew). كانت تحويلات لابلاس شائعة بين مهندسي المخدمات الآلية (servomechanism engineers) وفي بضعة مكاتب الطيران لعشر سنوات على الأقل قبل ذلك. هذا، وتوفّر تحويلات لابلاس وبطريقة أكثر تنظيماً، وأسهل كثيراً إيجاد حلول السجل الزمني من الطرق والعمليات التقليدية التي وصفها ميلفيل جونز (عام 1934) وروبيرت جونز (عام 1936). كما توفر تحويلات لابلاس أيضاً القواعد الشكلية لتوابع (functions) تحويل الطائرة، والاستجابات الترددية، وتحليل شعاع الزمن (time vector analysis)، وتوضع الجذور (root loci)، والمستخدمة جميعها في تركيب أنظمة الاستقرار المتزايدة، كما تم توصيفها في الفصل العشرين «مزايدة الاستقرار».

18 ـ 9 أنمطة حركة الطائرة Modes of Airplane Motion

تتميز الحركات الاضطرابية الصغيرة للطائرة بأنمطة (modes)، تماماً كما هي الحركات المضطربة لنابضين مترابطين كتلياً، مركبة من نمط حركة عالية التردد (سريعة) التي تتحرك فيها الكتل نحو وبعيداً عن بعضهما البعض، ونمط حركة منخفضة التردد (بطيئة) الذي فيه تتحرك الكتل في نفس الاتجاه. وإن الأنمطة الخمسة التقليدية لحركة الطائرة وجدت كعوامل معادلات الطائرة الطولية والجانبية المميزة (Jones, 1934).

المعادلات المميزة هي من الدرجة الرابعة أو أعلى، لذا يمكن إيجاد العوامل بالتقريبات المتعاقبة، بدلاً من الشكل المغلق. وتكون العوامل إما حقيقية أو كأزواج، أو في شكل معقد مقترن. تتميز العوامل الحقيقية بالأزمنة لمضاعفة أو تنصيف السعة التي يتبع الاضطراب أو بمقلوب هذا العامل، الثابت الزمني. وتتميز العوامل المعقدة عادة بأدوارها أو تردداتها (مخمدة أو غير مخمدة) ومن خلال نسب التخميد بلا أبعاد. إن الأنمطة الخمسة هي:

الفيغوئيد (phugoid)، حركة بتردد منخفض تتضمن تغيرات كبيرة في سلوك الرفع والارتفاع عند زاوية هجوم ثابتة أساساً. ويكون تخميدها منخفضاً، خاصة في الطائرات النظيفة إيروديناميكياً.

الدور القصير الطولي (longitudenal short period)، حركة سريعة، تُخمد الحركة عادة بشدة عند سرعة ثابتة أساساً. ويتوفر التخميد من خلال رفع الجناح

في الغطس، بالإضافة إلى رفع الذنب الأفقي في الدحرجة. وفي هذا النمط تحدث المناورات السريعة في الرفع.

الدحرجة الهولندية (dutch roll)، حركة دحرجة انعراجية وانزلاقية بتخميد ضعيف عادة، لا سيما في الارتفاعات العالية.

الدحرجة (roll)، حركة دورانية صرفة بالأساس حول المحور الطولي للطائرة، مخمدة بشدة. والاستجابة الأولية للتحكمات الجانبية تكون في هذا النمط.

الحركة الحلزونية (spiral)، حركة متباعدة أو متقاربة ببطء تتضمن تغيرات كبيرة في الاتجاه، زاوية دوران معتدلة، وانزلاق قريب من الصفر.

تظهر الأنمطة الإضافية أو المركبة في الظروف الخاصة، مثل نمط السرعات فوق الصوتية العالية، المناقشة في الفصل الحادي عشر. والأنماط المركبة هي:

الحركة الحلزونية، الدحرجة المترابطة، أو الفيغوئيد الجانبي (lateral phygoid)، تحويل نمطين لا دوريين بسيطين، إلى نمط اهتزازي وحيد. ويحدث هذا النمط على الطائرات ذات الفعالية عالية الزاوية الثنائية وتخميد دوران منخفض (Ashkenas, 1958; Newell, 1965). وتمّت ملاحظتها في بعض طائرات الإقلاع والهبوط العمودي والقصير والطائرات ذات السرعات العالية.

التباعد الجانبي (lateral divergence)، كَبْت نمط الدحرجة الهولندي إلى نمطين لا دوريين، أحدهما متباعد.

التباعد الطولي (longitudenal divergence)، كَبْت أنمطة الفيغوئيد أو الدور القصير إلى نمطين لا دوريين، أحدهما متباعد. في حالة الفيغوئيد، يدعى نمط التباعد بالسرعة غير المستقرة أو «الكسر»؛ وفي حالة الدور القصير يدعى نمط التباعد بالنتر إلى أعلى (pitchup).

إن أنمطة الحركة المُقيدة حركياً (kinamatically constrained) هي تلك التي تُحذف فيها بعض متغيرات الطيران مثل الارتفاع أو زاوية الدحرجة بشكل كامل من خلال سطح التحكم النظري أو من خلال الأنشوطات مغلقة الدفع (thrust closed loops)، التي تمثل فعاليات تحكمية للطيار؛ والهدف هو

الحصول على معيار استقرار تقريبي لشروط الطيران حيث يتحكم الطيار بالمتغير بفعالية. مثل هذين النمطين يكون:

نمط السرعة المقيدة (constrained airspeed mode)، يتم فيه المحافظة على الارتفاع من خلال بعض عزوم التحكم، كالتي تؤمن بواسطة دفة الرفع. ينتج منه برهان رياضي لاستقرار السرعة (Newmark, 1957). وتكون نتائج المعيار في المعادلة التفاضلية من الدرجة الأولى في السرعة المضطربة. وهنالك جذر حقيقي غير مستقر في الطيران على الجانب الخلفي من المنحني القطبي رفع ـ كبح، المقابل لمعاملات الرفع فوق تلك ذات الكبح الأدنى. تناقش الفقرة 2 من الفصل الثاني عشر تضمين استقرار السرعة في الطائرة البحرية.

نمط الانعراج المقيد (constrained yaw mode)، وفيه تتم المحافظة على زاوية صفرية بواسطة دفات الدحرجة (ailerons) (Pinsker, 1967). وتكون نتائج المعيار في المعادلة التفاضلية من الدرجة الأولى في السرعة الزاوية للانعراج المضطربة، حيث برهن بينسكر على تباعد لا دوري في زاوية هجوم أكبر من 18 درجة لطائرة بنسبة وجاهة جناح ضعيفة، وهذا مماثل لشريحة الأنف المُجربة في بعض المقاتلات الحديثة. ويتم ضبط استقرار هذا النمط اللادوري (aperiodic) من خلال مُوسِط LCDP (الفصل التاسع، الفقرة 15 حيث) L_v $(N_{\delta a}/L_{\delta a})$-$N_v$، و$N_v$ وN_v وL_v هي عزوم الانعراج والدحرجة العائدة إلى زاوية الرفع و$N_{\delta a}$ و$L_{\delta a}$ هي عزوم الانعراج والدحرجة العائدة إلى انحراف دفة الدحرجة (aileron).

لقد توسع المفهوم المفيد لأنمطة حركة الطائرة على الطائرة ذات الجناح الدوار (الهليكوبتر). في الطيران إلى الأمام، تكون أنمطة الحركة مماثلة لتلك في الطائرة ثابتة الجناح. وعلى أيّ حال، اختفى العديد من مشتقات الاستقرار العادية في الطيران التحويمي (hovering)، معطياً نتائج مختلفة جداً لأنمطة الحركة في التحويم.

هذا، وبإضافة تأثيرات الكتلة الظاهرية في مشتقات الاستقرار، يمكن للمرء الحصول على أنمطة حركة للمركبات الأخف من الهواء. وقد استخدم كوك (Cook) (عام 2000) نماذج سابقة نشرت من قبل ليبسكومب (Lipscombe)، وغوميز (Games)، وكراوفورد (Crawford) وبيانات النفق الهوائي الأخيرة لاشتقاق أنماط الحركة لمنطاد حديث غير صلب.

18 ـ 9 ـ 1 التقريب الحرفي إلى الأنمطة Literal approximation to the modes

يُعرَف التقريب الحرفي إلى نمط حركة الطائرة على أنه عامل التقريب (approximation factor) المُركَّب من مشتقات الاستقرار، ومُوسِطات الطيران مثل السرعة أو كثافة الهواء. ويكون هذا التقريب متميزاً تماماً عن العوامل التي تم الحصول عليها من المعادلات المميزة للطائرة من الدرجة الرابعة أو أعلى، والعوامل التي هي بالضرورة في الشكل العددي. التقريب الحرفي إلى الأنمطة له تاريخ طويل، بدءاً من لانشيستر (Lanchester) في عام 1908. وكانت مقاربة تحليل أنظمة التغذية الخلفية لتطوير وتصديق الأنمطة التقاربية قد تم تطويرها من قبل أشكيناز وماك روير (Ashkenas and McRuer) (عام 1958).

المعروف عادةً أن التقريب الحرفي الدقيق تماماً إلى نمط الدحرجة هو في الثابت الزمني لنمط الدحرجة TR . فالثابت الزمني لنمط الدحرجة هو الزمن المطلوب من سرعة الدحرجة للارتقاء إلى 63 بالمئة من القيمة المستقرة بعد حركة دفة الدحرجة المفاجئة.

والتقريب هو $T_R = -1/L_p$. والرمز $Lp = C_{lp}qSb^2/(2VI_x)$، حيث:

Clp = مشتق تخامد الدحرجة اللابعدي، تابع (function) لمُوسِطات المسقط العلوي لسطح الجناح مثل: نسبة الوجاهة وزاوية التراجع للجناح؛

q = ضغط الطيران الديناميكي، $(\tilde{n}/2)V^2$؛

S = سطح الجناح؛

b = باع الجناح؛

V = سرعة الطيران؛

p= كثافة الهواء؛

Ix = عزم الدحرجة العطالي.

إلحظ بأن كل المُوسِطات الفردية في تقريب نمط الدحرجة تكون معروفة عادة لمصمم الطائرة. وقد تم إنتاج مطبوعات كثيرة على التقارب الحرفي إلى الأنماط. ويدرج ماك روير (عام 1973) أربعة أسباب لهذه الاهتمام، كما يلي:

1. تطوير الرؤيا اللازمة لتحديد هيكل الطائرة/تركيبات التحكم الآلي

التي تقدم التحسينات الممكنة على تعقد النظام العام.

2. تقييم تأثيرات تغيرات التكوين (configuration changes) في استجابة الطائرة وفي سمات نظام الهيكل/ الطيار الآلي/ الطيار.

3. بيان التأثيرات المفصلة لمشتقات الاستقرار الخاصة (ودقتها المتنبأ بها) في الأقطاب والأصفار، وبالتالي في الطائرة، وفي سمات نظام الهيكل/ الطيار الآلي/ الطيار.

4. الحصول على مشتقات الاستقرار من بيانات اختبار الطيران.

يمكن للمرء أن يضيف لهذه القائمة بأن نمط التقاربات يُنتج مراقبة حكيمة على الحلول الكاملة المُولدة ضمن برامج الكمبيوتر الرقمي الهائلة، بضمان أن لا أخطاء في الدخل قد نُفذت. ويتم الحصول فقط على التقريب الحرفي إلى الأنمطة إذا تم تبسيط معادلات الحركة نفسها بطريقة ما، أو إذا كان التحليل لعامل (factor) بنفسه مقرباً.

يكون نمط التقريب مفيداً في طرق قوائم ماك روير ولطالما كان هذا التقريب بسيطاً، وسهل الإدراك. كما يمكن أن يحسن المرء التقريب، بجلب القيم الرقمية الأقرب إلى العوامل الحقيقية للمعادلة المميزة. وهذا يمكن أن يزود ميكانيك طيران الطائرة برؤيا إضافية.

ولكن، إذا كانت العبارات الحرفية طويلة، ويُعانى فائدتها. فإن تحسين نتيجة لانتشيستر التقليدية لدور نمط الفيغوئيد المنفذ من قبل ريغان (عام 1993) والآخرين (انظر الفصل الحادي عشر، الفقرة 13)، الذي يضيف حداً (term) وحيداً بسيطاً فقط، لكن يحسن كثيراً الدقة في السرعات العالية، وهو مثال على تقريب مفيد محسن، ضمن سياق تعليقات ماك روير.

من الناحية الأخرى، ومع أن التقريب الشكلي المحسن لكاميش (kamesh) (عام 1999) وفيليبس (عام 2000)، الذي مثّل عرضاً جيداً للمهارات الرياضية الهامة، وإضافة قيمة إلى فهمنا في ديناميك الطيران، إلا أنه كان معقداً للغاية بالنسبة إلى التطبيقات التي ذكرها ماك روير.

18 ـ 10 تحليل متجهة (شعاع) الزمن Time Vector Analysis

توفر طريقة تحليل متجهة الزمن رؤيا ممتازة لأنمطة حركة الطائرة. ولقد

أوجدت الطريقة كنتيجة عرضية من تنقيح (debugging) أحد الكمبيوترات التماثلية الأولى في العالم، الذي بُني لتمثيل ديناميك الطائرة الطولي العام. وكان مخترع هذا الكمبيوتر الدكتور روبرت ميولار (Robert K. Mueller)؛ حيث يوجد نظامه، الآن في متحف MIT، وكان قد بناه عام 1936 للدفاع عن أطروحته في دكتوراه العلوم في معهد MIT.

إن المفهوم الأساسي لتحليل متجهة الزمن يتضمن في أن أيّ اهتزازٍ عابرٍ مولّدٍ من نظام خطي، له تردد طبيعي أكيد غير مُخمد ونسبة تخميد:

1. مطال (amplitude) المشتق العابر يساوي مطال العابر مضروباً بالتردد الطبيعي غير المُخمد.

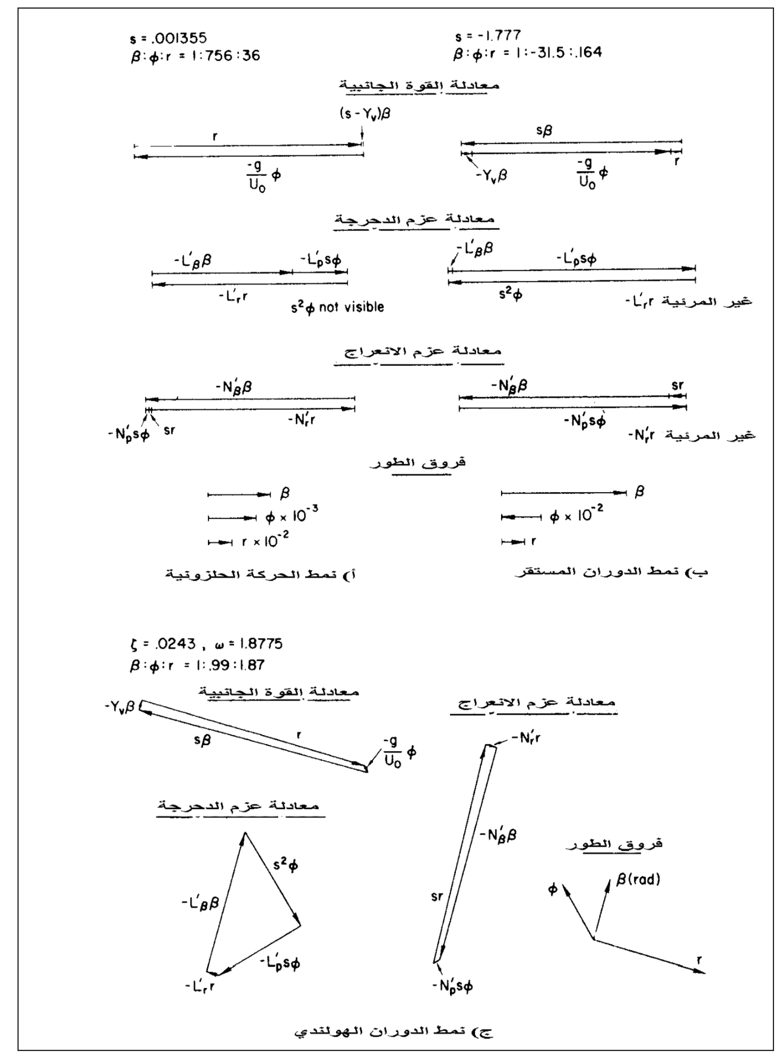
2. فرق الطور للمشتق العابر هو فرق الطور للحالة العابرة متقدماً بزاوية 90 درجة زائد الزاوية التي جيبها يساوي نسبة التخميد.

مع هذا المفهوم، يمكن للمرء بناء مضلعات اتجاهية للزمن (time vector polygons) التي تتمثل فيه كل عبارة في أي معادلة نظام تُقابل الحل الشكلي الخاص للمعادلة المميزة. وتبين المضلعات الاتجاهية للزمن أي العبارات (terms) تكون غالبة، وكيف تظهر علاقات المطال وفرق الطور بين المتغيرات (الشكل 18 ـ 9). في مثال أطروحة ميولار، يُعطي المضلع الاتجاهي للزمن رؤيا إلى معادلات الحركة الطولية بمحور الريح، ويقترح تصحيحات عدم استقرار نمط الفيغوئيد بوجود التغذية الخلفية بزاوية الرفع. ونتيجة حثّ المشرف آنذاك لدى شركة غلين مارتن، جيمس ماك دونيل (James S. MacDonnell)، قدم ميولار ورقة علمية على الموضوع في اجتماع معهد علوم الطيران (Mueller, 1937).

في ألمانيا، استخدم الدكتور كارل دوتش (Karl-H. Doetsch) طريقة متجه الزمن لدراسة التخامد الضعيف لتركيبات الطائرة ـ الطيار الآلي. وفي عمله بمؤسسة الطيران الملكي (RAE) بعد الحرب العالمية الثانية، طبّق دوتش وبينسكر (W. J. G. Pinsker) طرق تحليل متجه الزمن على مشاكل الذبذبة الهولندي للطائرات النفاثة.

كان هناك تطبيق مبكر لطريقة تحليل متجه الزمن على الذبذبة الهولندي من قبل ليونارد ستيرن فيلد (Leonard Sternfield) في مخبر لانغلي في NACA. وقد بنى حوالى عام 1951 تماثلاً ميكانيكياً للمضلعات الشعاعية للزمن الخاصة بالدحرجة

والانعراج، بحجم طاولة النرد، وذلك للتنبؤ عن سمات الدحرجة الهولندية للطائرات الجديدة. وحوالى نفس الوقت نفّذ لارابيه (E. E. Larrabee) ما تصوره الاستخدام الأول لتحليل متجه الزمن لاستخراج مشتقات الاستقرار من قياسات السجل الزمني، بالرغم من أن «دوتش» كان قد فعل تقريباً نفس الشيء في إنجلترا.



الشكل 18 ـ 9 مخطط متجه الزمن لطائرة تقليدية، من ديناميكيات الطائرة والتحكم الآلي لماك روير، أشكيناز، وغراهام (1973). زاوية الانزلاق β غير موجودة في نمط الحركة الحلزونية. زاوية الانعطاف Φ هي الغالبة في نمط استقرار الدحرجة. وتكون لجميع الحركات نفس رتبة المطال في نمط الدحرجة الهولندي (Dutch roll mode).

18 ـ 11 المتجهة أو الشعاع، الثنائي، والمصفوفة، وأشكال التنسورات
Vector, Dyadic, Matrix, and Tensor Forms

استخدم براين كثيراً الإحداثيات الديكارتية التقليدية في اشتقاق معادلات حركة الطائرة وفق محاور الحركة، في عام 1911. وكانت الإحداثيات الديكارتية قد استعملت أيضاً من قبل المحققين اللاحقين، مثل ميلفيل جونز (عام 1934)، تتشارلز زيميرمان (عام 1937)، وكورتلاند بيركينز (Courtland Perkins) (عام 1949). المؤلف الأول الذي طبق المتجهات على الاشتقاق من هذه المعادلات، يبدو أنه لويس ميلن ـ تومسون (Louis M. Milne-Thomson)، في كتابه **الإيروديناميك النظري** (عام 1958).

الشيء الأكثر بروزاً حول الاشتقاق المتجهي لميلن ـ تومسون هو الطريق الذي تم فيه تطوير معادلة سرعة محور الحركة الرئيسي. وهذه، هي العلاقة بين متجه سرعات التغير المنسوبة للمحاور العطالية، المطلوبة في تطبيقات قانون نيوتن في الحركة، ومعدلات متجه سرعات التغير كما شوهدت على محاور الحركة. ويربط متجه الجداء التصالبي البسيط بين شعاعي سرعات التغير. وإن المعادلات الشعاعية لحركة الطائرة لميلن ـ تومسون هي بالتأكيد أكثر بكثير من الشكل الديكارتي. في كتاب الإيروديناميك النظري، وسع ميلن ـ تومسون الاشتقاق الشعاعي إلى حالة الاضطراب الصغير.

الثنائية (dyadics) هي عبارة عن متجهات مُعممة، لها تسعة عناصر بدلاً من ثلاثة، حيث تأخذ عزوم عطالة الجسم الصلب والزخم الزاوي الأشكال الثنائية البسيطة الخاصة. إن خيارات الثنائية من عزم الفتل أو المعادلات التدويرية لحركة الطائرة تكون موجودة بسهولة، لكن ليس هناك أي فائدة خاصة من الشكل الثنائي للمعادلات العادية للحركة. والفائدة يمكن أن تحدث للحالة نصف الصلبة حيث يتم حساب السرعات الزاوية النسبية للأجسام الصلبة المرتبطة (Abzug, 1980).

من الناحية الأخرى، فإن الأشكال المصفوفية لمعادلات حركة الطائرة على المحاور المتحركة لها الآن الدور الهام في ديناميكيات الطيران، وذلك نتيجة كفاءة الكمبيوترات الرقمية الحديثة في المعالجة المصفوفية العجيبة. يتم وضع المعادلات الخطية لحركة الطائرة بالشكل المصفوفي بالإعراب عن المعادلات الأولى في شكل متغيرات الحالة (state - variable form). وفي صياغة متغيرات الحالة، تكتب المعادلة التفاضلية من الدرجة الأولى لكل درجة حرية للنظام.

الشكل المصفوفي هو $\{x^a\} = [A]\{x\} + [B]\{u\}$، حيث إن: $\{x\}$ شعاع الحالة الحالة $N \times 1$ المُشكل من حالات حركة الطائرة المضطربة،

مثل u, v, w .

$\{x\}$ المشتق الزمني للشعاع .$\{x\}$

$[A]$ مصفوفة النظام $N{\times}N$ المشكلة من مشتقات الاستقرار، مثل ، الكتلة، والخواص البعدية.

$[B]$ مصفوفة التحكم $N{\times}M$ المُشكلة من مشتقات التحكم مثل $\partial X/\partial\delta$.

$\{u\}$ شعاع التحكم $M{\times}1$ المُشكل من اضطراب زوايا سطح التحكم.

في المعادلات الطولية المُضطربة فإن بُعد شعاع الحالة النموذجي {x} هو $1{\times}5$ الشعاع $\{u\,\alpha\,\theta\,q\,h\}$. وبُعد شعاع التحكم النموذجي {u} هو $1{\times}1$، بالتالي سُلمي δ_h، زاوية دفة المُوازن. في المعادلات الجانبية المُضطربة فإن بُعد شعاع الحالة النموذجي {x} هو $1{\times}6$ الشعاع $\{\beta\,\phi\,p\,\psi\,r\,y\}$. وبُعد شعاع التحكم عادة هو $\{\delta\,\alpha\,\delta_r\}$ $1{\times}2$.

تزيد طرق تركيب وتحليل مصفوفة تحكم الطيران الحديثة حالة متجه الطائرة مع حالات نظام التحكم ومصفوفات المعالجة [A] و[B] في عمليات الحلقة المغلقة (closed loop operations). ويمكن القيام بكل تحاليل براين، وغيتس، وزيميرمان، وبيركينز التقليدية في هيكل الطائرة غير المتزايد، وبمُعَالجات مصفوفية قياسية محوسبة. مثال أساسي هو طريقة إيجاد الحلول العابرة (transient) بتشكيل المعادلات العابرة من فاصلة زمنية واحدة إلى أخرى. يتم حساب مصفوفات النقل (transition matrix) باستخدام الأرقام الكبيرة من ضرب المصفوفات المتتالية.

تكون الطرق المصفوفية أساسية عادةً لعدد من برامج ديناميك الطيران الكمبيوترية المتاحة تجارياً، حيث تُقدم شركة الأنظمة التقنية المحدودة، هوثورن، كاليفورنيا(Hawthrone, California)، «برامج نمذجة النظام الخطي» (Linear System Modelling programs)، الذي يفعل كل شكل محتمل من أشكال تحليل الاستقرار الخطي، متضمناً التحليل الشعاعي للزمن. وفي التصميم، تُنتج شركة بحث وتحليل لورانس، كانساس (Lawrence, Kansas)، برنامج «تحليل الطائرة المتقدمة» (Advance Aircraft Analysis)، الذي يؤدي التصميم الأولي للاستقرار

والتحكم، وضبط المعايرة (trim)، وديناميك الطيران. أما البرامج الكمبيوترية للمعالجة المصفوفية للأغراض العامة الكبيرة مثل «ماتلاب» (MATLAB) من مكتب مات وركس و«ماتكاد» (Mathworks and Mathcad) من مكتب ماتسوفت (Matsoft) هي أيضاً متاحة تجارياً لمهندس الاستقرار والتحكم.

الملاحظات حول الشكل الثنائي لمعادلات حركة الطائرة تنطبق أيضاً على الأشكال التانسورية (tensor forms). ذلك، أنه ليس هناك فائدة خاصة بالتعبير عن معادلات الجسم الصلب العادية لحركة الطائرة بالشكل التانسوري، مقارنةً بالشكل الديكارتي أو الشعاعي. لقد استخدم زيبفيل (Zipfel) (عام 2000) شكل التانسورات لمعادلات الجسم الصلب لحركة الطائرة وفق محاور الحركة.

18 ـ 12 نماذج الغلاف الجوي Atmospheric Models

يكون النموذج الرياضي للغلاف الجوي للأرض مطلوباً لمحاكي طيران الاستقرار والتحكم والبرامج الكمبيوترية الأخرى. كما تستخدم هذه البرامج النموذجية مشتقات استقرار بدون أبعاد في تهيئة معادلات الحركة في دراسات ديناميكيات الطيران، والاستقرار المتزايد وتحاليل الطيار الآلي.

النماذج الرياضية للغلاف الجوي القياسي تم نشرها من قبل NACA بدءاً من عام 1932. وغطى نموذج عام 1955 ارتفاعات وصلت إلى 65800 قدم (ICAO, 1955). ومدد كلٌّ من NACA، سلاح الجو الأمريكي، ومكتب الطقس الأمريكي ذلك النموذج إلى ارتفاع 400000 قدم (ICAO, 1962). وفي عام 1996 نشر المعهد الأمريكي للطيران والفضاء (AIAA) دليلاً عن نماذج الجو القياسي. ولتوسيع استخدامه وفائدته، استند نموذج الجو القياسي إلى فرضيات بسيطة: الهواء جاف، ويخضع لقانون الغاز المثالي، وهو في حالة توازن سكوني مائي (hydrostatic equilibrium).

تعليمات وشيفرات لغات البرمجة الكمبيوترية للجو القياسي في البرامج الكمبيوترية للاستقرار والتحكم عادةً كمداخل ارتفاع الطائرة والسرعة الحقيقية في كل زمن حساب. وتتضمن كل مجموعة أصغريه من الخرج في كل زمن حساب كثافة الجو، ورقم ماخ، والضغط الديناميكي، والسرعة المكافئة. وقيم الخرج الإضافية التي يمكن أن تنتج هي الضغط السكوني، والسرعة المُعايرة.

يبيّن الشكل 18-10 الشيفرة الكمبيوترية للجو القياسي بلغة فورتران (FORTRAN) الذي يمثل أحد الطرق المستخدمة في برامج الاستقرار والتحكم. في هذا المثال، تعطى كثافة الهواء (RHO) بمنحنيات من التوابع الأسية، حيث إن أربعة توابع تناسب إعطاء دقة مُرضية على كامل المجال من ـ 4000 قدم حتى 400000 قدم. وتتطلب سرعة الصوت (ASPE)، التي يحسب فيها رقم ماخ، ثمانية منحنيات بمعادلات خطية. التعليمات البرمجية للجو القياسي البديل هي عملية استيفاء عادي من جداول مخزنة مسبقاً بقيم الكثافة، وسرعة الصوت.

أصبح مهماً جداً تمثيلُ هبات الريح (gusts)، والمقصات الريحية (shear)، والدَفقَات (downburst)، والدوامات (Vortex) المُصادفة في محاكي طيران الاستقرار والتحكم. ففي محاكيات الطيران الأولى المعتمدة على تقارب هبوط بسيط جداً التي فيها نفحة زاوية هجوم أو انزلاق إضافية تضاف ببساطة إلى القيم المحسوبة في كل لحظة من حركات الطائرة في الفضاء المرجعي.

تقارب الهبوط المِجَسي (sounder approach)، يشيع استخدامه الآن، وهو عبارة عن نموذج عطالي ثابت لبيئة ريح، تتضمن الهبات، والمقصات، والدَفقَات، والدوامات. وتستخدم الناسا في نموذج الدَفقَة (downwash model) قانون حفظ الكتلة لحساب سرعة الريح في جميع النقاط ضمن الدَفقَة (Bray, 1984)، بحيث يحاط القلب المركزي بمنطقة مزج حلقية ومنطقة جريان خارجي موازٍ للأرض (الشكل 18-11). في بيئة الريح الثابت عطالياً لبرِيه تدخل الطائرة في نموذج الريح كما تحركت على طول امتداد مسارها، تماماً كما في الواقع.

كانت الناسا قد اقترحت مبكراً نماذج قص ريحي (wind shear models) خاصة بمحاكي الطيران. ويمثل نموذج طبقات جريان القص انعكاساً في مستوى الحرارة المنخفض المغطى بالرياح القوية. وهنالك نموذجا قص إضافيان، بأسماء نابضة بالحيوية مثل مقصات لوغان (Logan) وكينيدي (Kennedy)، التي تمثل أفضل تخمين للراصدين الجويين لإيجاد الظروف الجوية في تلك المطارات أثناء مصادفة طائرة معينة لقصّ ريحي.

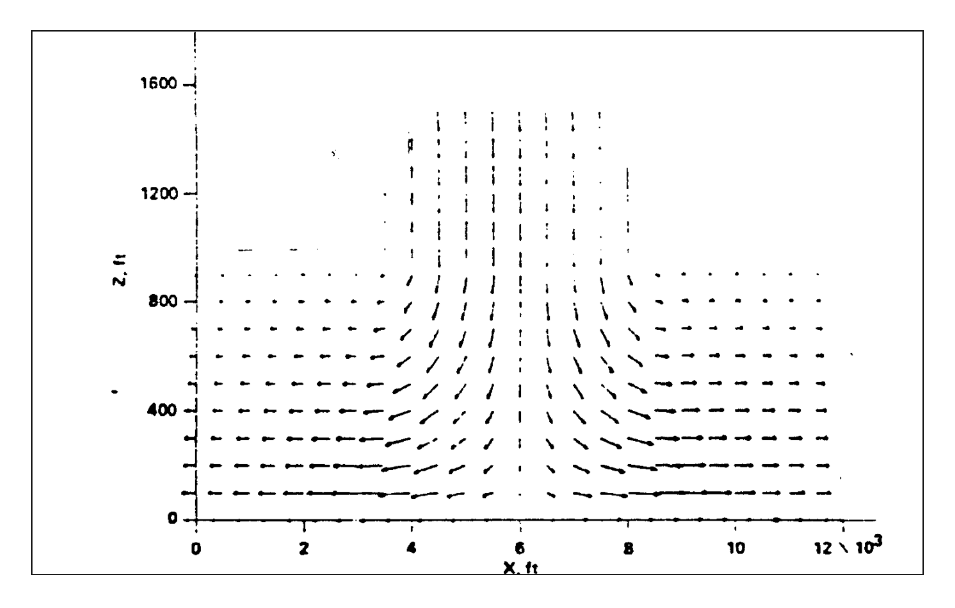
في مصطلح لبرنارد أيتكين (Bernard Etkin)، فإن نموذج الدَفقَة لبريه، ونماذج القص الريحي للناسا تُستخدم عادة كنماذج لنقطة جوية، التي تكون فيها تغيرات سرعة الريح المحلية بالنسبة إلى الأبعاد الطائرة مهملة. ينص على خلاف ذلك، أن الطائرة افترضت لتكون صغيرة جداً أو ذائلة فيما يتعلق بأطوال

موجات جميع المكونات الطيفية في الجو المضطرب. ويفشل هذا الافتراض بشكل واضح في أنظمة تخفيف الريح التي تعتمد على تجهيزات التحسس التي تختبر الاضطراب الجوي قبل البنية الأساسية.

```
      SUBROUTINE ATMOS(ALT,VEL,RHO,AMACH,DYN,VEKT)
C    NASA/USAF/USWB STANDARD ATMOSPHERE, -4,000 TO 400,000 FT.
      DIMENSION X(3)
      X(3)=ALT
      IF(-X(3)-35.E3) 300,300,310
 300 Z1=342.5E2+X(3)*4.3/35.
      GO TO 500
 310 IF(-X(3)-45.E3)320,320,400
 320 Z1=299.5E2-.285*(-X(3)-35.E3)
      GO TO 500
 400 IF(-X(3)-60.E3) 405,405,410
 405 Z1=271.E2-.12*(-X(3)-45.E3)
 500 RHO=.002377*EXP(X(3)/Z1)
      GO TO 490
 410 IF(-X(3)-140.E3) 415,415,420
 415 RHO=EXP(-4.67263E-5*(-X(3)-6.E4)-8.41364)
      GO TO 490
 420 IF(-X(3)-240.E3) 425,425,430
 425 RHO=EXP(-3.8712E-5*(-X(3)-14.E4)-12.151584)
      GO TO 490
 430 RHO=EXP(-5.18378E-5*(-X(3)-24.E4)-16.022785)
 490 CONTINUE
      IF(-X(3)-362.E2)600,600,700
 600 ASPE=1117.-149.*(-X(3)/362.E2)
      GO TO 800
 700 IF(-X(3)-66.E3) 710,710,720
 710 ASPE=968.
      GO TO 800
 720 IF(-X(3)-105.E3) 730,730,740
 730 ASPE=6.71282E-4*(-X(3)-66.E3)+968.
      GO TO 800
 740 IF(-X(3)-1555.E2) 750,750,760
 750 ASPE=1.73941E-3*(-X(3)-105.E3)+994.18
      GO TO 800
 760 IF(-X(3)-172.E3) 770,770,775
 770 ASPE=1082.02
      GO TO 800
 775 IF(-X(3)-200.E3) 780,780,785
 780 ASPE=-1.215714E-3*(-X(3)-172.E3)+1082.02
      GO TO 800
 785 IF(-X(3)-2625.E2) 790,790,795
 790 ASPE=-2.62368E-3*(-X(3)-200.E3)+1047.98
      GO TO 800
 795 ASPE=884.
 800 AMACH=VEL/ASPE
      DYN=(RHO/2.)*VEL**2
      VEKT=17.1861216*SQRT(DYN)
      RETURN
      END
```

الشكل 18 ـ 10 البرنامج الجزئي للجو القياسي بلغة فورتران على الكمبيوتر الرقمي NASA/ USAF/USWB . منحنيات كثافة الهواء (RHO) وسرعة الصوت (ASPE) تؤخذ من المنحني في مجالات الارتفاع من ـ 4000 إلى 400000 قدم. يتطلب البرنامج (Subroutine) مدخلات من الارتفاع (ALT) والسرعة الحقيقية (VEL) . خرج البرنامج الجزئي الكثافة، رقم ماخ (AMACH)، والضغط الديناميكي (DYN)، والسرعة المكافئة (VEKT) (من: ACA Systems, Inc. Flight program).

في عام 1972 قام أيتكين بدراسة شاملة لحالة طائرة محدودة، التي فيها تتفاوت سرعات الريح المحلية تبعاً لأبعاد الطائرة. وتكون الرياضيات المطلوبة في هذه الدراسة معقدة جداً بسبب كون الاضطراب الجوي عبارة عن إجرائية عشوائية، بحيث يمكن إجراء معالجة احتمالية وإحصائية فقط (Ribner, 1956). إن سرعة الريح المحلية عبارة عن تابع عشوائي لكلٍّ من الفضاء والزمن. وبالتالي تُبسط الأشياء بافتراض السكونية (stationarity)، والتجانسية (homogeneity)، وتوحد الخواص (isotropy)، والتوزيع الغوسي (Gaussian distribution). وتتواجد البيانات التجريبية التي توفر نماذج الاضطراب المناسبة لكلٍّ من الارتفاعات العالية والقريبة من الأرض، حيث لا يمكن الاحتفاظ بتوحد الخواص.



الشكل 18 ــ 11 المقطع العمودي العرضي في نموذج بريه للدَفق السفلي (Bray model of down - burst). **طول الأسهم متناسبة مع سرعة جريان الهواء (من:** Bray, NASA TM 85969, 1984).

الاضطرابات الجوية الأكثر غرابة تكون معنوية في الطيران على ارتفاعات عالية وعند السرعات فوق الصوتية. واضطرابات الطيران العائدة إلى القص الريحي المسبب بالحرارة والمختبرة بواسطة الطائرة لوكهيد SR-71A والطائرة شمال أمريكا XB-70 تم مناقشتها في الفصل الحادي عشر، «صعوبات أرقام ماخ العالي». تحسباً لطائرة الفضاء الجوي الوطني (NASP) التي من شأنها

الطيران بسرعة فوق صوتية فائقة (hypersonic)، فقد تعاونت في مختبرات الناسا في درايدن، مارشال، ولانجلي وبالتعاون مع ماك دونيل دوغلاس هيوستن، على نموذج جو متطور بلغة فورتران يدعى نموذج الجو المتكامل NASP (Schilling, Pickett, and Aubertin, 1993)

إن النموذج مناسب لمحاكيات الزمن الحقيقي، فضلاً عن برامج الدفعة الواحدة (batch programs)، وهو يوفر تغطية شاملة، من الأرض إلى الارتفاعات المدارية. إن معاملات نموذج الجو المتكامل لمصلحة الاستقرار والتحكم الخاص هي الاضطرابات الصغيرة التي تشمل اضطراب الجو المستمر والاضطرابات الترموديناميكية لكثافة الهواء، الضغط، والحرارة. كما يمكن اختيار هبات الريح والاضطرابات الترموديناميكية سواءً في برامج أو مجموعات منفصلة.

إن مرتفعات الجبال المعزولة التي تمتد في زوايا قائمة باتجاه الرياح السائدة القوية تستطيع أن تولّد ما يسمّى الموجة الجبلية (mountain wave)، حيث إن الهواء فوق القمة مثل التلال المتعاقبة يهبط في حجوم ضخمة على تضاريس منخفضة بمواجهة الريح. ثم يبدو أنها ترتد، وتنهض، ثم تسقط، ومن ثم تنهض ثانيةً في سلسلة من الموجات المتناقصة، جميعها متوازية مع خط التلال. فيتكوّن دوار ضخم، أو دوامات أفقية، تُشكل باتجاه الريح من الارتداد الأول. إن سمات بنية الموجة الجبلية معروفة جيداً للطيارين الشراعيين، حيث تم تسجيل أرقام قياسية في ارتفاع الطائرة الشراعية عن طريق المناورة في الهواء الصاعد في الارتداد الأول. والطيارون الشراعيون يعرفون أيضاً تجنب الدوار (rotor)، الذي حافته المنخفضة عموماً تمس بالكاد مستوى الأرض. وقد استنتج مجلس سلامة النقل الوطني (**NTSB**) أن الدوار كان السبب المحتمل لحادث طيران واحد على الأقل؛ وهذه كانت رحلة الخطوط الجوية المتحدة رقم 585، بوينغ 737 التي فقدت في كولورادو سبرينغز عام 1991. والعديد من الطائرات النفاثة المصادفة للدوار تم نمذجتها من قبل سبيلمان وستينجيل (Spilman and Stengel) (عام 1995).

يمكن أن تترك الدوامات التي تخلفها الطائرات في الجو أثراً خطيراً في الطائرات خلفها، على الرغم من أن الاجراءات اللازمة لتجنب هذه الدوامات معروفة، ويمكن نمذجة حقولها في محاكي الطيران (Johnson, Teper, and Rediess, 1974).

18 ـ 13 طرق التكامل والأشكال المغلقة Integration Methods and Closed Forms

تؤدي برامج الكمبيوتر الرقمي لحسابات السجل الزمني لاستقرار الطائرة والتحكم بها تكامل معادلات الحركة خطوة بخطوة، باعتبار أن الشكل العادي للمعادلات الكاملة للحركة في التكامل العددي على الكمبيوتر الرقمي عبارة عن 12 معادلة تفاضلية لا خطية آنية من الدرجة الأولى، حيث تُفضي ثلاث معادلات منها إلى إحداثيات الموضع الخطية أو مكونات الحالة، وثلاث معادلات تنتج سلوك الزوايا (إذا كانت زوايا يولر مستخدمة)، وثلاث معادلات تنتج مكونات السرعة الخطية، وثلاث معادلات تنتج مكونات السرعة الزاوية. الـ 12 إحداثي لحركة الطائرة يُشار إليها على أنها شعاع الحالة للطائرة.

لقد كانت دقة وفعالية خوارزميات التكامل موضوع الاهتمام بين الرياضيين التطبيقيين لسنوات عديدة قبل حاجة مهندسي الاستقرار والتحكم إلى برمجة الكمبيوتر. فالنص المشهور الذي يقارن ملكية العديد من خوارزميات التكامل هو مقدمة للتحليل الرقمي من قبل هيلدوبراند (F. B. Hildebrand)، والمنشور من قبل ماك كروهيل (Mc Graw-Hill) في عام 1956.

التعميم العادل بأن اختيار خوارزمية التكامل يكون مقايضةً بين البساطة، التي تؤثر في سرعة الحساب، والدقة. والخوارزمية الأبسط، مثل تكامل أوليريان (Eulerian) أو «عربة النقل» (boxcar)، تتطلب حساباً واحداً فقط، مروراً بكل دورة حساب، لكنهم يراكمون الأخطاء المنهجية، بينما حساب السجل الزمني يتقدم. في تكامل يولريان، إحداثي مثل السرعة الزاوية للتسلق/ الانحدار من المتوقع أن يتطلع ببساطة إلى الحقبة الزمنية التالية عن طريق الإضافة إلى القيمة الحالية جداء القيمة الحالية لتسارع الرفع وطول الحقبة الزمنية، الذي يكون عادة من رتبة 0.05 ثانية. وبعبارات عامة، شعاع الحالة في الحقبة الزمنية التالية هو شعاع الحالة الحالي زائداً جداء شعاع مشتقات الحالة والحقبة الزمنية.

يتطلب التكامل الأكثر دقة حساب القيم المتوسطة لكي يتم اتخاذ نفس زمن الخطوة، مضيفاً إلى زمن الحساب لكن محققاً الدقة. إن أفضل طريقة تكامل دقيقة معروفة، هي في الواقع معيار لحسابات السجل الزمني للاستقرار والتحكم، وهي طريقة رانج كوتا (Runge-Kutta method) من الدرجة الرابعة.

ويمكن تكييف هذه الطريقة في لغة فورتران إلى تكامل الحالات المتعددة، مثل 12 إحداثي للطائرة أو أشعة الحالة (Melsa and Jones, 1973) (والشكل 18-12).

بينما أصبحت الكمبيوترات الرقمية متوفرة في المكاتب الهندسية لحساب السجل الزمني للاستقرار والتحكم حول وقت أزمة الترابط العطالي، منذ أوائل عام 1950، إلا أنه ولسنوات عديدة، بعد هذا التأريخ، بقيت سرعة الحساب في الكمبيوترات الرقمية دون السرعة اللازمة لتنفيذ الحسابات المعقدة في زمن ملائم لدعم عمل وسرعة محاكي الطيران. وواحد من أبكر هذه التطبيقات كان لدى مصنع لينغ ـ تيمكو ـ فوت (Ling - Temco-Vought) في أرلينغتون، تكساس، في أوائل الستينيات. إن محاكي الطيران الرقمي بالكامل الذي أصبح على الخط المباشر في وقت لاحق كان محاكي المطال الكبير للطائرة نورثروب، الذي تقدم من المرحلة التماثلية إلى الهجينة ثم إلى الرقمية بالكامل في أواخر عام 1970. وبمقدمة فورية إلى محاكي الطيران الرقمي الدقيق بالزمن الحقيقي، لكنه بطيء، من حيث طرق التكامل مثل برنامج رانج كوتا من الرجة الرابعة، الذي أصبح عقبة بعض الشيء. هناك، علاوة على تطوير طرق التكامل السريعة التي لاتزال لديها درجة معقولة من الدقة. وقد تم تطوير طرق التكامل السريعة، لكن الدقيقة، وفي جميع أنحاء الولايات المتحدة لتلبية الحاجة: والطرق التي تبدأ عموماً مع مخطط تقليدي وتعدل من قبل رياضيين غير خبيرين.

كانت طريقة آدم باشفورد (Adam-Bashford) نقطة البداية لخوارزمية استُخدِمت في نظام الإسقاط المؤطر في محاكي المطال الكبير لنورثروب، مجموعة مختلفة لمكاملة معادلات حركة الطائرة. وطريقة أخرى تم تطويرها بشكل خاص لمحاكي الطيران بتعديل طريقة رانج كوتا من الدرجة الثانية، باستبدال حساب شعاع مشتقات الحالة الثاني بالتنبؤ المستند إلى توزين الوسطي للقيم السابقة في منتصف ونهاية الإطار. يبدو أن طريقة تكامل رانج كوتا من الدرجة الثانية تكون على قدر من الدقة لتكامل رانج كوتا من الدرجة الرابعة، بينما يتطلب حساب واحد فقط لشعاع مشتقات الحالة لكل حقبة زمنية.

يتضمن حساب شعاع مشتقات الحالة العزوم والقوة الإيروديناميكية. وهذا يتطلب كميات هائلة من الجداول في محاكيات الطيران الحديثة التي تغطي رقم ماخ، الارتفاع، ومجالات توضع سطوح التحكم، وتستخدم زمن الكمبيوتر في

أكثر من أي جزء آخر من الحساب. هكذا، فالحساب الوحيد لشعاع مشتقات الحالة، كما في طريقة رانج كوتا المعدلة من الدرجة الثانية، يكون طريقة كفوءة جداً لمحاكي الطيران الرقمي في الزمن الحقيقي. في عام 1972 تم تطوير طريقة رانج كوتا المعدلة من الدرجة الثانية من قبل ألبيرت مايرز (Albert F. Myers) من الناسا؛ وقام بتحسينها في عام 1978 في محاكي طيران المركبة HIMAT (الشكل 18 ـ 13).

```
      SUBROUTINE INTG1
C   FOURTH-ORDER RUNGE-KUTTA INTEGRATION
      DIMENSION Y1(40),E1(40),E2(40),E3(40)
      TSTEP=DT/2.
      DO 2 I=1,N
    2 Y1(I)=X(I)
      CALL DERV1
      DO 4 I=1,N
      E1(I)=TSTEP*F(I)
    4 X(I)=Y1(I)+E1(I)
      T=T+TSTEP
      CALL DERV1
      DO 5 I=1,N
      E2(I)=DT*F(I)
    5 X(I)=Y1(I)+.5*E2(I)
      CALL DERV1
      DO 7 I=1,N
      E3(I)=DT*F(I)
    7 X(I)=Y1(I)+E3(I)
      T=T+TSTEP
      CALL DERV1
      DO 8 I=1,N
    8 X(I)=Y1(I)+(E1(I)+E2(I)+E3(I)+TSTEP*F(I))/3.
      RETURN
      END
```

الشكل 18 ـ 12 برنامج الكمبيوتر الرقمي الجزئي بلغة فورتران لشعاع تكامل مشتقات الحالة x. هي طريقة رانج كوتا من الدرجة الرابعة واسعة الاستخدام. للتعميم تمّت إزالة تعليمة COMMON لتصريحات الدخل ـ الخرج (من: ACA Systems, Inc. FLIGHT program).

التقدم المهم الآخر في محاكي الطيران الرقمي هو استخدام حلول الشكل ـ المغلق للمعادلات التفاضلية الخطية من الدرجة الأولى والثانية التي تمثل عناصر تحكم الطيران التمثيلي بشكل نموذجي، مثل مخدمات وصمامات سطوح التحكم. إن حلول الشكل ـ المغلق لهذه العناصر تنقلها من شعاع الحالة الذي يجب أن يكامل، مخفضين بذلك درجة الشعاع إلى ربما ليس أكثر من المطلوب بمعادلات حركة الطائرة نفسها، أو 12. كما يكون من السهل تمثيل لا خطية التحكم بالموضع وتحديد السرعة. وتنسب هذه التقنية لجوري كالفيستي (Juri Kalviste)، بالرغم من أن هناك مطالبين آخرين بالأولوية.

18 ـ 14 حلول الحالة الثابتة Steady State Solutions

```
      SUBROUTINE INTG2
C  MODIFIED SECOND-ORDER RUNGE-KUTTA INTEGRATION
      DIMENSION Q(40),DQ(40)
C  STORE STARTING VALUES
      DO 1 I=1,N
      Q(I)=X(I)
      DQ(I)=F(I)
C ESTIMATE STATES AT MIDPOINT
      X(I)=X(I)+(DT/2.)*F(I)
    1 CONTINUE
C CALCULATE STATE DERIVATIVES AT MIDPOINT
      CALL DERV1
C UPDATE STATES, START TO ENDPT, WITH MIDPT DERIV'S.
      DO 2 I=1,N
      X(I)=Q(I)+DT*F(I)
C  PREDICTOR FOR STATES AT MIDPOINT
      F(I)=1.5*F(I)-.5*DQ(I)
    2 CONTINUE
C  UPDATE THE TIME
      T=T+DT
      RETURN
      END
```

الشكل 18 ـ 13 البرنامج الجزئي لتكامل رانج كوتا المعدل من الدرجة الثانية المطور للعمل بسرعة لاستخدامات محاكي الطيران الرقمي في الزمن الحقيقي تم تطوير البرنامج الجزئي بلغة فورتران من قبل مايرز في محاكي طيران الناسا SIM2 . X شعاع مشتقات الحالة. تمّت إزالة تعليمة COMMON لتصريحات الدخل ـ الخرج (من: ACA Systems, Inc. FLIGHT simulation).

إن الحلول الثابتة لمعادلات حركة الطائرة يتم تعريفها على أنها الحركات بقيم صفرية للتسارعات الخطية والزاوية لمحور جسم الطائرة. وتتضمن الطيران المستقيم الثابت التسلق، والطيران الأفقي المستقيم، والانقضاض مع السماح للطائرة بأن يكون لديها زاوية انزلاق جانبي لا تساوي الصفر. كما يسمح الطيران بانعطاف ثابت بقيم ثابتة لكلٍّ من السرعات الزاوية وفق محاور الجسم الثلاثة، الانعراج، والرفع، والدحرجة.

تم استخدام شروط الطيران الثابت كقيم مرجعية في التحليل الخطي للاضطرابات (الفقرة 18-2). وتكون التطبيقات في توضع الجذور، والاستجابة الترددية، ونشر التغايُر (Covariance propogation)، والأمثلية (Optimization). وتُرسخ شروط الطيران الثابت أيضاً متغيرات الحالة الابتدائية للتحليل العابر اللاخطي، مثل تقاربات الهبوط، استجابة هبة الريح، المناورات التي يبدأها الطيار. بالنهاية، يمكن استنتاج شروط الاستقرار الأساسية من زوايا انحراف سطوح التحكم المطلوبة في الطيران الثابت. على سبيل المثال، الحركة الحلزونية غير المستقرة التي تعني ضمناً متى زاوية دفة الدحرجة المعاكسة (aileron) تكون مطلوبة في الدحرجة الثابت، مثل دفة التدوير اليسارية للمحافظة على ضبط التعيير (trim) في الدحرجة اليميني الثابت.

يتم الحصول عادة على حلول الطيران الثابت في المعادلات اللاخطية لحركة الطائرة من خلال قيادة التسارعات الخطية والزاوية لمحور الجسم المختار نحو الصفر. لقد طبق ستيفنس ولويس (Stevens and Lewis) في عام 1992 خوارزمية الحد الأدنى، وتدعى طريقة **سيمبليكس** (simplex method) وذلك لضبط المعايرة في الطيران المتناظر (دون انزلاق) الثابت، والمستقيم. ويُشكل تابع (function) الكلفة من مجموع مربعات التسارعات الأمامية، والعمودية، والتسلقية/الانحدارية. وتضبط أمثلية المتغيرات المتعددة (multivariable optimization) كلاًّ من الدفع (thrust)، زاوية دفة الرفع، وزاوية الهجوم لتقليل تابع الكلفة.

تعتبر طريقة الضبط بالحلقة المغلقة (Abzug, 1998) بديلة لطريقة السيمبليكس. ويتم حل معادلات الحالة اللاخطية في تسلسل، سويةً مع معادلات التحكم التي تضبط الدفع، وزوايا الهجوم والانزلاق، وزوايا سطوح التحكم لتقليل التسارعات. في معادلات التحكم، يتم ضبط الدفع في خطوات

صغيرة لتقليل التسارع الطولي، ويتم ضبط زاوية الهجوم في خطوات صغيرة لتقليل التسارع العمودي، ويتم ضبط زاوية دفة الرفع في خطوات صغيرة لتقليل التسارع التسلقي/الانحداري، وهكذا دواليك.

18 ـ 15 توسيع معادلات الحركة للطيران شبه المداري Equations of Motion to Suborbital Flight

الطيران شبه المداري (suborbital) هو الطيران ضمن الغلاف الجوي لكن على ارتفاعات عالية جداً. في هذا النظام، تكون سرعات الطيران عالية جداً، ويضيف تقويس مسارات الطيران بارتفاع ثابت (Constant-altitude flight trajectories) حول سطح الأرض قوة طرد مركزية ملموسة لرفع الجناح. تكون معادلات حركة الجسم الصلب لبرايان صالحة للطيران فوق أرض مسطحة. وتكون معادلات الحركة فوق الأرض المستوية عموماً غير كافية للطائرات التي تعمل في نمط شبه مداري.

يمكن إيجاد اشتقاق المعادلات اللاخطية لحركة الطائرة لحالة الأرض الكروية في أيتكين (Etkin) (عام 1972). الفرق الرئيسي بين حالات الأرض الكروية ـ أو المفلطحة ومعادلات الأرض المستوية التقليدية لبرايان يكمن في المعادلات الحركية (Kinematic) الإضافية (لا تفاضلية). وكما في معادلات الأرض المستوية العادية، يجب مكاملة 12 معادلة حالة، بينما في مقاربة أيتكين، يتم تكامل التسارعات الخطية في محاور جسم الطائرة، منتجةً السرعة العطالية العادية، ومتغيرات زاوية الهجوم، والانزلاق. على أي حال، هذه هي فقط واحدة من الخيارات الممكنة المتعددة للتسارعات الخطية. ويتم تكامل معادلات التسارعات الزاوية للحركة في محاور جسم الطائرة، فيما يتعلق بحالة الأرض المستوية. وهذا هو الاختيار العملي الوحيد، حيث تكون عزوم الطائرة والجداءات (products) العطالية ثابتة فقط في محاور الجسم.

أُنتجت المعادلات اللاخطية الكاملة لحركة الطائرة حول دوران الأرض الكروية أو المفلطحة في وقت لاحق في روكويل الدولية (Rockwell international) بالتوافق مع المكوك الفضائي المداري، واستمرت إلى وقت لاحق في دراسات الطائرة الفضائية الوطنية (NASP). وتم العثور على أقدم مجموعة في تقرير روكويل SD78-SH-0070، الذي لم نتمكن من التعرف إلى

من كتبه. تم استخدام ستة أنظمة محاور مرجعية، بحيث تُكامل مجموعة روكويل السرعات والتسارعات الخطية في نظام المحور العطالي الذي مركزه الأرض، لتتم التحويلات إلى المحاور الأخرى، مثل محاور الجسم ومجموعات مرجعية المطار.

تبقى مقاربة أخرى كانت قد تُليت في مركز بحوث طيران درايدن في الناسا (Powers and Schilling, 1980, 1985) للمكوك الفضائي المداري، في بناء نموذج كمبيوتري بست درجات حرية على أرض مستوية في وقت سابق. تمت مركزة جملة إحداثيات الاتجاه في مركز ثقل المداري (Orbiter)، مع توجيه المحور Z نحو مركز الأرض والمحور X بمحاذاة اتجاه الحركة. ويعرف X وZ المستوي المداري من خلال مركز الأرض. وتتم مكاملة السرعات والتسارعات الخطية في جملة إحداثيات الاتجاه والمحاور الأرضية، على التوالي. السرعات العمودية والأفقية للمَركبة في المستوي المداري ومحور اتجاه الجسم بالنسبة إلى المستوي المداري الذي يحل مكان المحور العادي لسرعة الجسم المُنسق في شعاع الحالة للطائرة. إن الارتفاع فوق دائرة مرجعية هي دائرة المدار الاستوائي، مع خط الطول، وخط العرض، يحل مكان الارتفاع العادي بمدى إلى الأسفل، ومدى متصالب لإحداثيات الموضع في شعاع الحالة للطائرة. وتكون البيانات بدقة عالية، مثل دقة لغة فورتران المضاعفة مع 15 شكلاً مُعبراً، ضرورية.

إن الانحرافات في سلوك الطائرة في جملة إحداثيات الاتجاه ادرايدن/ روكويل تُنتج زوايا يولر في المعنى التقليدي: الانعراج، ثم الغوص (pitch)، ثم الدحرجة. كما إن استخدام نظام إحداثيات الاتجاه الخاص هذا أيضاً للفضاء أو لإعادة دخول المركبات إلى جو الأرض من شأنه أن يؤدي إلى مجموعة متوافقة من محاور ميكانيك طيران ـ الفضاء.

إن خيار الأرض المفلطحة لمعادلات حركة الطائرة تُستخدم أحياناً حتى عندما لا يكون هناك عمليات طيران فوق صوتية (فوتية) أو شبه مدارية. ذلك، في محاكيات الطيران، عندما يريد المرء أن يملك مجموعة واحدة لمعادلات الطائرة لكلٍّ من جودة الطيران، ودراسات الملاحة بعيدة المدى. إن نموذج الطائرة الرياضي الموحد والفريد، لكلٍّ من أغراض تجنب الازدواجية في تكلفة محاكيات الطيران المأهولة ومشكلة الحفاظ على قاعدتي بيانات مختلفة حالية

خلال تطوير الطائرة. لمحاكيات الطيران التي تدوم ساعات، يمكن أن يتم حساب الإحداثيات الطولية والعرضية الصحيحة على أنها مدخلات لكمبيوترات بيانات الطيران.

إن القدرة المدهشة للكمبيوترات الرقمية الحديثة تجعلها مجدية لتوسيع قدرة الحساب بتضمين حدود الترددات العالية لديناميكيات الطيران في محاكي طيران يؤدي مهمة ملاحية لساعات طويلة، مقارنةً بالزمن الهندسي المصروف لتطوير محاكي خاص دون حدود التردد العالي. وكان هذا هو المسار المختار للطائرة نورثروب B-2، وفقاً لأفضل المعلومات لدينا.

18 ـ 15 ـ 1 تصحيح السرعة الزاوية للاتجاه والقيمة الابتدائية
Heading angular velocity correction and initialization

إن المرجعية العطالية للسرعة الزاوية للاتجاه (heading) بمحاور الجسم، بالنسبة إلى مستوي المدار في صياغة معادلة درايدن/روكويل يمكن التفكير على أنها كالشمال الحقيقي المُعرف من خلال خط الزوال المحلي (local meridian). على أي حال، لا يمكن استخدم خط الزوال المحلي كمرجعية عطالية ما لم تحسب حركته بالنسبة إلى دورانات الأرض. وقد استنتج باور وشيلينغ (1980، 1985) هذا التصحيح واشتقاه.

يُحمَل الغلاف الجوي للأرض عليها ويدور مع دورانها مسبباً رياحاً جانبية بالنسبة إلى المستوي المداري. وهذا يتطلب إعطاء قيم ابتدائية خاصة للبدء بحسابات الاستجابة العابرة عند زاوية انزلاق صفرية. وتكون صياغات القيم الابتدائية بالشكل المغلق متاحةً باستخدام قيم ابتدائية لكلٍ من زاوية الهجوم، والسرعة، وزاوية مسار الطيران.

18 ـ 16 آليات الطيران شبه المداري Suborbital Flight Mechanics

في ظل شروط الطيران العادية تهمل تأثيرات تقوس الأرض تماماً في أنمطة الطائرة التي تهم مهندس الاستقرار والتحكم. إلا أنه هنالك بعض التأثيرات المهمة تكون متوقعة في الحالة شبه المدارية؛ فلقد وَسّع عدد من المحققين معادلات الأرض المستوية إلى النماذج الكروية أو المفلطحة في دراسة هذه التأثيرات.

ولقد تم فحص حركات الطائرة الخطية في حالة الاضطراب لدوائر المسارات الكبرى والصغرى حول الكرة الأرضية (Myers, Klyde, McRuer and Larson, 1995) . من حيث المبدأ، هذا هو نفس الإجراء الذي اتبعه بريستو (عام 1914) في توسيعه لمعادلات الحركة المضطربة لبرايان من الطيران الدحرجي الثابت. وقد تم العثور على نمط حركة طولية، بالإضافة إلى الأنماط العادية للفيغوئيد والحركة السريعة. وهو نمط الكثافة من الدرجة الأولى، المدعو أيضاً باسم نمط الارتفاع (altitude mode). وبصرف النظر عن هذا التعقيد الإضافي، ومع تكوين فوق صوتي نموذجي برقم ماخ من 3 إلى 20 فإن نمط الكثافة يترابط أحياناً مع أقطاب الفيغوئيد الحقيقية.

وهناك أيضاً نمط حقيقي جانبي ـ اتجاهي (Lateral-directional real mode) إضافي، بالإضافة إلى أنماط الدحرجة الهولندي العادي، والحركة الحلزونية، والدحرجية، والمدعو أيضاً باسم النمط الحركي (kinematic mode)، وهو عموماً بثابت زمني طويل جداً. وعند بعض أرقام ماخ العالية، يترابط النمط الحركي مع نمط الحركة الحلزونية، مؤدياً إلى اهتزاز مستقر بتردد منخفض جداً.

18 ـ 17 الأشكال الإضافية الخاصة لمعادلات الحركة Additional Special Forms of Equations of Motion

إن معادلات المسار (trajectory) أو النقطة الكتلية (point mass) لحركة الطائرة، المفتقرة إلى معادلات العزم أو الفتل (torque)، وجدت مفيدة لدراسات أداء الطيران. يفترض في هذه التطبيقات، أن تكون زوايا الهجوم والانزلاق تابعة (functions) للزمن أو أن تكون متواجدة في الحلقات المغلقة البسيطة، بدلاً من أن تكون نتيجة تعديلات السلوك (attitude) المتأثرة بزوايا انحراف سطوح التحكم. ولمعادلات مسار الحركة ست معادلات حالة لاخطية، مقارنة بـ 12 معادلة كاملة للجسم الصلب. إن عمليات التخزين في زمن الكمبيوتر تكون غير هامة مع الكمبيوترات الرقمية الحديثة، لكن هناك ميزة تصميمية لدراسات الأداء، في حاجة فقط إلى تحديد مُوسِطات الرفع، الكبح، والدفع.

شكل خاص آخر لمعادلات حركة الطائرة تضع مبدأ محاور الجسم في

وضع عشوائي، ليس بالضرورة مركز الثقل. ويبدو أن الاستخدام الأول لمثل هذه المعادلات قد تم للمَركبات البحرية المغمورة بالكامل، مثل الغواصات والطوربيدات. مع كون مركز محاور الجسم يقع في مركز الطفو، فليس هناك تغيرات في عزم الطفو تعود إلى تغيرات في السلوك (Strumpf, 1979). مجموعة مكافئة للطائرات تأتي لاحقاً (Abzug and Rodden, 1993).

لقد تمت مناقشة الكتلة الظاهرية وعبارات الطفو في معادلات حركة الطائرة في الفصل الثالث عشر، «الطائرات الخفيفة جداً والمدفوعة بالإنسان». وستتم مناقشة الأشكال الخاصة المختلفة لمعادلات حركة الطائرة لتمثيل تأثير المرونة الجوية في الفصل القادم، «الطائرة المرنة».

إن معادلات الحركة لطائرة بوجود حمولة داخلية متحركة والتي من ثم تسقط، قد تم تطويرها من قبل بيرنشتاين (Bernstein) (عام 1998). والدوافع هي فتح المظلة (الباراشوت) وسقوط الحمولات من طائرات النقل العسكرية. إن إستراتيجية التحكم باستخدام التغذية الخلفية من المتغييرات المضطربة إلى دفة الرفع كانت قادرة على تقليل الاضطرابات في مسار الطائرة والسرعة المطلوبة خلال عملية الانتزاع والسقوط.

الفصل التاسع عشر

الطائرة المرنة

The Elastic Airplane

تعالج المرونة الجوية (aerolasticity) التداخلات الإيروديناميكية مع القوى العطالية والصلابة الهيكلية للطائرة. ويؤدي التسخين الإيروديناميكي (aerodynamic heating) وأنظمة التحكم الآلي إلى تداخلات إضافية هامة توصف بعبارات جيرمانية طويلة مثل مرونة الحرارة الجوية (aerothermoelasticity) ومرونة المخدم الجوي (aeroservoelasticity).

كما تخص المرونة الجوية أيضاً مفهوم الاستقرار والتحكم، وتتعامل أيضاً مع الرفرفة وحمولات البُنية الناجمة عن المناورات والاضطرابات الجوية. وتؤثر المرونة الجوية في استقرار الطائرة والتحكّم بها في عدد من النواحي. فالتنبؤ عن البيانات الإيروديناميكية في مرحلة التصميم (الفصل السادس)، ومناوراتية الطائرة التكتيكية (الفصل العاشر)، ومعادلات الحركة (الفصل الثامن عشر)، والاستقرار المُتزايد (الفصل العشرون) تتأثر جميعها بموضوع المرونة الجوية.

لقد اعتبرت تأثيرات المرونة الجوية من قبل العديد من مهندسي الاستقرار والتحكم على أنها حالات تصرف الانتباه وتشتته، وهي تمثل مجمل المشاكل الغامضة التي تحصل أثناء العمل الحقيقي الذي يكون جارياً. فضلاً عن ذلك فإن طرق «المرونة الجوية» مجردة جداً، وتتضمن تعاملاً مع قضايا منمطة، منها كيف يمكن للمرء تحديد محاور الجسم في بنية مرنة؟ ما هي زاوية الهجوم؟ ونحن في ذلك لانزال نقتفي أثر هذا الفرع الصعب المهم

للاستقرار والتحكم من الأيام الأولى لصموئيل لانغلي، والأخوين رايت، وأنتوني فوكر وحتى الوقت الحاضر.

لقد هيمنت على أيام الطيران الأولى حوادث معزولة من مشاكل المرونة الجوية والحلول الخاصة. وأدى ظهور الكمبيوترات الرقمية الضخمة وطرق العناصر المنتهية (finite elements) أو طرق اللوحات (panelmethods) للمرة الأولى إلى تجهيزنا، إن لم تكن بنظرية عامة، على الأقل بمُقاربة مُنظمة للتنبؤ وحل مشاكل المرونة الجوية على الاستقرار والتحكم.

19 ـ 1 المرونة والاستقرار والتحكم Aeroelasticity and Stability and Conrtol

لقد أعطى برنارد أيتكين (عام 1972) وصفاً مختصراً لمهندسي الاستقرار والتحكم في طريق التعامل مع تأثيرات تشويه هيكل الطائرة أو «المرونة». وهناك فئتان أساسيتان تسقط فيهما كل المعالجات، حيث أطلق أيتكين على هاتين الفئتين «طريقة الانحرافات الشبه سكونية» (quasistatic deflection) و«طريقة الأنمطة الطبيعية»، وهنا كلماته:

طريقة الانحرافات شبه السكونية: يمكن تفسير العديد من تأثيرات التشويه من خلال تبديل بسيط للمشتقات الإيرودياناميكية. وتجعل الفرضية تلك التغييرات في التحميل الإيروديناميكي تجري ببطء حيث يكون الهيكل في حالة التوازن السكوني في كل الأوقات. (هذا مكافئ لافتراض أن الترددات الطبيعية لاهتزاز الهيكل تكون أعلى كثيراً من ترددات حركات الجسم الصلب). وعليه، فإن التغيير في التحميل ينتج تغييراً نسبياً في شكل المركبة، وهذا بدوره يؤثر في التحميل.

طريقة الأنمطة الطبيعية: عندما لا يكون الفصل في التردد بين درجات حرية المرونة وحركات الجسم الصلب كبيراً، فبالإمكان حصول الترابط العطالي المميز بين الاثنين. وفي هذه الحالة، لابد من التحليل الديناميكي، الذي يأخذ بالاعتبار الاعتماد على زمن الحركات المرنة.

في الحالة الأخيرة مضى أيتكين في وصف تطبيق تحليل النمط الطبيعي على مشكلة الاستقرار والتحكم. التمييز المهم بين علاجات النمط الطبيعي

والشبه سكوني يحمل كذلك للأنماط الطبيعية التقريبية المُولدة من قبل الأنظمة شبه الصلبة.

19 ـ 2 تباعد فتل الجناح **Wing Torsional Divergence**

إن تباعد فتل الجناح، الذي فيه يصبح الجناح نفسه غير مستقر، مع زيادة زاوية هجوم طرف الجناح بدون حدود، هي مشكلة هيكلية بدلاً من كونها مشكلة في الاستقرار والتحكم. ويحدث تباعد الفتل (torsional divergence) مع زيادة السرعة الجوية إذا كان المركز الإيروديناميكي للجناح يتقدم مركز القص، أو محور المرونة. ومع أن تباعد فتل الجناح ليس تحديداً مشكلة استقرار وتحكم إلا أنها، هي الظاهرة المعروفة الأولى التي يمكن تحليلها مع الطرق المستخدمة في الاستقرار والتحكم المرن.

وفقاً لبيسبلينغوف (Bisplinghoff)، وآشلي (Ashly)، وهالفمان (Halfman) (عام 1955)، فإن فشل الجناح الذي دمّر مطار ساموئيل لانغلي الصغير على نهر بوتوماك عام 1903 كان بسبب تباعد فتل الجناح. وبمعزل عن بعض الخلاف حول هذه الحادثة، إلا أن تباعد الفتل الذي ظهر بشكلٍ مؤكد، كان على الطائرة وحيدة الجناح فوكر D-8 في عام 1917. فعندما حُمِّلت أول طائرة D-8 بأكياس رمل بدا الجناح قوياً بشكلٍ كافٍ، لكن قسم هندسة الحكومة الألمانية طلب أن تكون قوة العضد (rear spar) الخلفي مساوية لتلك في العضد الأمامي. تم تنفيذ التغيير على ثلاث طائرات D-8، ولكنها فُقدت الواحدة تلو الأخرى، بسبب فشل الجناح أثناء الطيران. وتم التقاط القصة في كتاب الطيران الهولندي لأنتوني فوكر (Anthony H. G. Fokker):

> **أَخذت جناحاً جديداً خارج الإنتاج وعالجته باختبار حمل الرمل (sandload) في مصنعنا. وحيث كان التحميل تدريجياً، فقد تم قياس تقوس الجناح بعناية من الطرف إلى الطرف. واكتشفت أنه مع زيادة التحميل، فإن زاوية الهجوم عند أطراف الجناح تزداد بشكل ملحوظ. ولم أعد أتذكر بعد ملاحظة هذا الإجراء إن كانت تحصل في حالة الأجنحة الأصلية، التي صمّمت من قبلي في بادئ الأمر. خطر لي فجأة، أن هذه الزيادة في زاوية الهجوم كانت السبب في انهيار الجناح، وبدا منطقياً أن التحميل الناتج من الضغط أثناء الانقضاض سيزيد بشكل أسرع عند أطراف الجناح منه في الوسط، نظراً إلى زيادة زاوية الهجوم.**

هذا هو تباعد فتل الجناح التقليدي، حيث الزيادة في زاوية هجوم طرف الجناح يزيد الحمل الإيرودوناميكي للطرف، الذي يزيد من زاوية الهجوم، وهكذا. وتم حل المشكل عندما سمحت الحكومة بتدعيم العضد الأمامي لإعادة نسبة الصلابة الأصلية بين العضدين الأمامي والخلفي، مما يحرك مركز القص إلى الأمام.

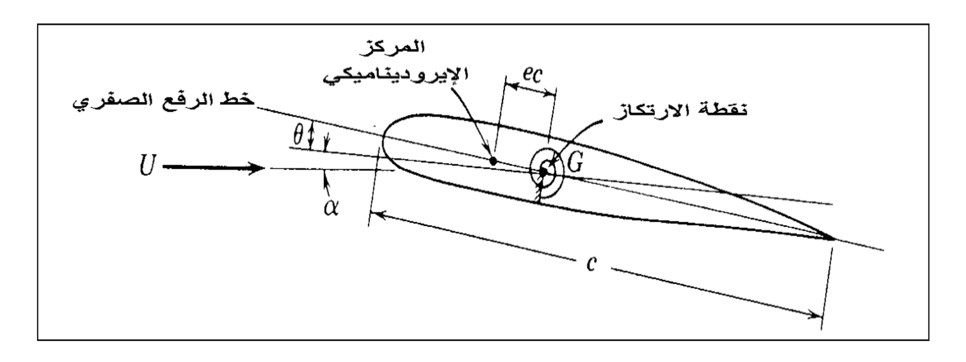
لقد استخدم الأخوين رايت والقليل من رواد الطيران الآخرين خصائص مرونة الأجنحة بالمعنى الإيجابي، وذلك بفتل الأجنحة (warp) من أجل التحكم الجانبي. ولم يصادف الأخوان رايت مشاكل مع المرونة الجوية، بصرف النظر عن الخسارة غير الهامة في دفع المروحة العائد إلى التواء الشفرة.

19 ـ 3 مقاربة الجسم شبه الصلب لتباعد فتل الجناح The Semirrgid Approach to Wing Torsional Divergence

في مقاربة الجسم شبه الصلب لتباعد فتل الجناح والمشاكل ذات العلاقة فقد تم اختيار المقطع المرجعي للجناح لتمثيل الجناح ثلاثي الأبعاد بكامله. يعمل هذا التبسيط بشكل جيد جداً في الأجنحة النحيلة، حيث تكون نسبة وجاهة الجناح عالية.

تُعطى تحليلات شبه الصلب لتباعد فتل الجناح في العديد من الكتب الدراسية (على سبيل المثال، دنكان (Duncan, 1943) وفانغ (Fung, 1955).

يبيّن فانغ (Fung) أن مقطع الجناح الذي يدور حول نقطة ارتكاز يتصرف بناءاً على حمولة الرفع، حيث يمثل محور الدحرجة مكان اتجاه الوتر في نقطة ارتكاز مرونة مقطع الجناح، أو المكان الذي لا تُنتج حمولات الرفع فيه أي فتل. ويمكن أن تؤدي حمولة الرفع إلى فعل من خلال المركز الإيرودوناميكي لمقطع الجناح. المركز الإيرودوناميكي، القريب من نقطة ربع وتر المقطع، وهي النقطة التي حولها لا تتغير عزوم الرفع (pitching moments) مع زاوية الهجوم (الشكل 19-1).



الشكل 19 ـ 1 نموذج الجسم شبه الصلب لتباعد فتل الجناح. تم استبدال الجناح بمقطع نموذجي، متمركز حول النقطة التي تمثل محور مرونة الجناح. يمثل النابض صلابة المرونة. في هذا الشرح، المركز الإيروديناميكي للجناح، حيث يُفعل الرفع، يقع أمام نقطة الارتكاز. تقود زيادة السرعة في النهاية إلى تباعد الفتل. وتزداد زاوية الهجوم ل بدون حدود (من : Fung, *The Theory of Aeroelasticity* Dover, 1969).

سيصل مقطع الجناح في زاوية هجوم ما إلى وضع هو زاوية التوازن السكوني تحت الفعل المركب من حمولة الرفع ونابض الإرجاع حول نقطة الارتكاز، حيث يمثل نابض الإرجاع صلابة مرونة الجناح. فإذا مثلت نقطة الارتكاز محور المرونة، وكانت تقع خلف المركز الإيروديناميكي للجناح، فإن زاوية الهجوم لوضع التوازن equilibrium angle of attack تزيد بازدياد السرعة الجوية، مُعطيةً حمولات رفع جناح أعلى.

لأية حالة لامركزية، أو مسافة مركز إيروديناميكي بعد نقطة الارتكاز، ولثوابت نابض مُعطاة، ولميول (slopes) منحنيات رفع الجناح، أو لتغيرات في رفع الجناح مع زاوية الهجوم، فهناك سرعة ما يتباعد فيها النموذج شبه الصلب. عند ذلك، يفشل حل التوازن، وتزداد زاوية الفتل وزاوية الهجوم بدون قيد. هذه هي سرعة تباعد فتل الجناح المحسوبة.

لقد تصادف حصول مشاكل تباعد فتل الجناح على طائرات Republic F-84، ونورثروب F-89، والاثنتان مزودتان بخزانات وقود كبيرة في أطراف الجناح (Phillips, 1998). ولكن الزعانف الثابتة الخارجية خلف خزانات وقود الطائرة F-84 أزاحت إلى الأمام المركز الإيروديناميكي للجناح، وحذفت هذه المشكلة.

19 ـ 4 تأثير الجناح المتراجع في تباعد فتل الجناح The Effect of Wing Sweep on Torsional Divergence

إحدى التأثيرات الحميدة والنادرة للجناح المتراجع، بغضّ النظر عن فائدته بتخفيض الكبح وعدم الاستقرار في السرعات حول الصوتية، هي الحذف الافتراضي لإمكانية تباعد فتل الجناح. ينحني الجناح المتراجع إلى الخلف تحت حمولات الرفع في الاتجاه الذي يخفض زاوية الهجوم في أطراف الجناح. وهذا يؤمن تفريج أوتوماتيكي للحمولة.

على نفس المنوال، ينحني الجناح المتراجع إلى الأمام تحت ضغط حمولة الرفع في الاتجاه المعاكس، مزيداً بذلك من حمولة وزاوية هجوم طرف الجناح، مما يضيف إلى انحناء انحراف الجناح (wing bending deflection) وإلى الحمولة في المعنى التقليدي للتغذية الأمامية، مؤدياً بذلك إلى تباعد الفتل عند السرعات الجوية العالية. لذا، بالرغم من أن الأجنحة المتراجعة إلى الأمام تكون حرة من مشاكل فصل الجريان المبكر في الطرف والمذكورة في الفصل الحادي عشر، «صعوبات رقم ماخ العالي»، إلا أنها استبعدت الاعتبار في اللطائرات الجديدة ذات السرعات العالية.

أعطت مقالة تقليدية التقرير الأول المنشور لتأثيرات الجناح المتراجع إلى الخلف والأمام على تباعد فتل الجناح (Pai and Sears, 1949) وكانت السمة المميزة لهذه المقالة المبكرة هي إقرار المعادلة الأساسية للمرونة الجوية في الشكل المصفوفي (matrix form). وهي المعادلة التكاملية لمعامل الرفع في الموقع أو الرفع الجزئي. ولقد تُرك اختيار النظرية الإيروديناميكية حراً. وفي عام 1949، كان اختيار نظرية الشريحة (strip theory)، التي فيها تم إهمال التحريض الإيرودināميكي؛ ونظرية برانديل (Prandtl)؛ وتقريب ويسينغر (Weissinger).

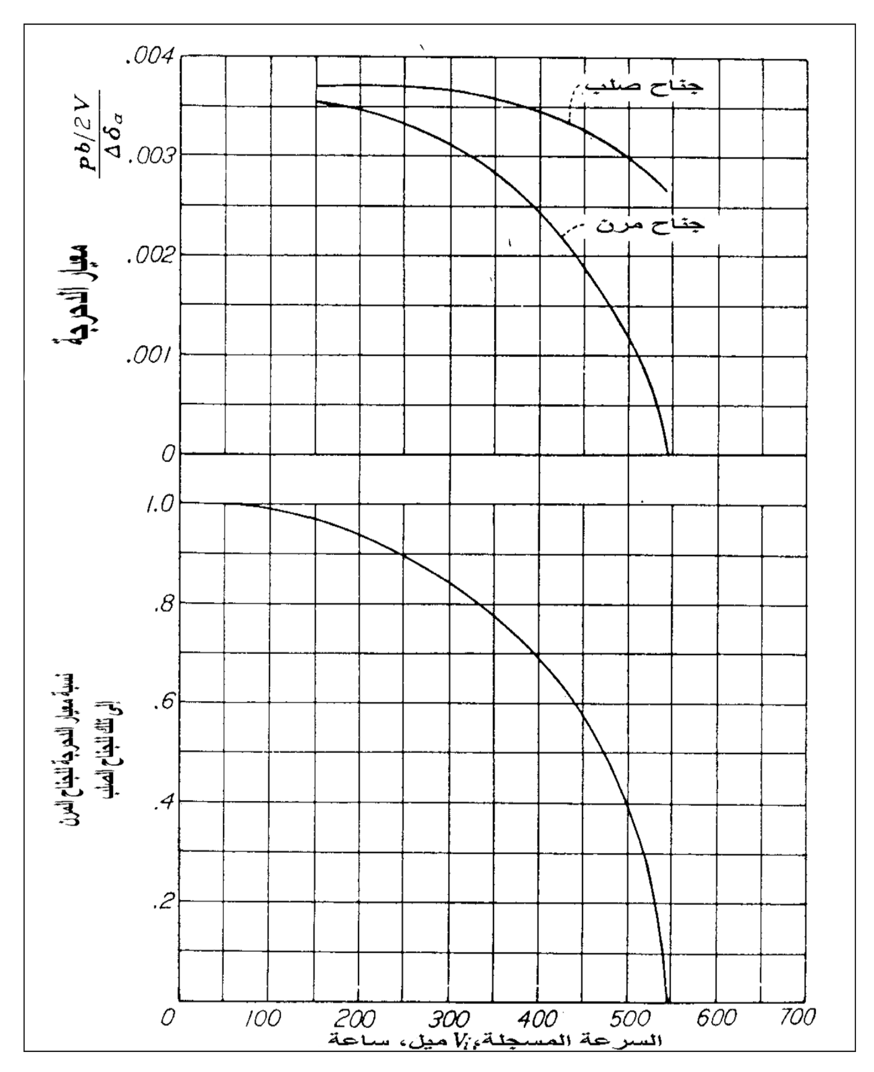
ولقد فتح وصول المواد المركبة كعناصر هيكلية للطائرة باب الجناح المتراجع إلى الأمام؛ ففي عام 1972، وبمنحة من الناسا درس الأستاذ تيرينس ويسشار (Terrence A. Weisshaar) في جامعة بوردو التباعد وأمثلية المرونة الجوية للأجنحة المتراجعة إلى الأمام. كما أن طالبه، الذي يدعى نوريس كرون (Norris Kron) الطيار المقاتل العائد من الحرب الفييتنامية، قد اقترح رسالة دكتوراه بموضوع طائرة مقاتلة بأجنحة متراجعة إلى الأمام.

بمساعدة إضافية من الأستاذ هاري شيفير (Harry Schaeffer) اقترح كرون بناء أجنحة متراجعة إلى الأمام مكونة من طبقات من مواد مركبة بلاستيكية ـ ليفية مصممة لزيادة صلابة الفتل بشكل كبير. ويجب أن تملك مثل هذه الأجنحة سرعات تباعد فتل خارج مجال الطيران. لاحقاً، وكمسؤول في وكالة مشاريع البحوث المتقدمة للدفاع (DARPA)، كان لدى كرون الفرصة الغير عادية للمساعدة في تحويل بحثه إلى طائرة عملية، هي طائرة البحث الناجحة غرومان X-29A، (Grumman X-29A).

19 ـ 5 نظريات دفة الدحرجة المعكوسة **Aileron - Reversal Theories**

تعتبر دفة الدحرجة المعكوسة (aileron-reveral) ذات صلة وثيقة بتباعد فتل الجناح، فإن عكس هذه الدفة يتضمن أيضاً جدل الجناح شبه السكوني. كما تحد دفة الدحرجة المعكوسة من مناوراتية الدوران في السرعات العالية والارتفاع المنخفض. وفي السرعات الجوية، حيث الأجنحة ما تزال في حدودها البنيوية، فإن عزوم الدوران (torques) والفتل المطبقة على الأجنحة من خلال انحراف دفات الدحرجة يمكن أن تجدل الجناح في الاتجاه المعاكس بما يكفي لإلغاء معظم رفع دفة الدحرجة أو عزم التدوير، وحتى في عكس تأثير دفة الدحرجة، وتدعى السرعة الجوية التي عندها يحدث إلغاء كامل لعزم الدحرجة بسرعة دفة الدحرجة المعكوسة (الشكل 19 ـ 2). وبما يشابه رفرفة الجناح (wing's fultter) أو سرعات تباعد الفتل (torsional divergence speeds)، يجب أن تكون سرعة دفة الدحرجة المعكوسة عبارة عن رقم نظري فقط، تماماً خارج مغلف تشغيل الطائرة، وبهامش أمان كافٍ.

إن العمل النظري على دفة الدحرجة المعكوسة يناسب فئة اتكين شبه السكوني (Etkin's quasi-static category). وكان من الضروري تبسيط أول عمل منشور على دفة الدحرجة المعكوسة، بالنظر إلى مصادر الحساب التي كانت متاحة في ذلك الوقت (Cox and Pugsley, 1932). يتم تمثيل الجناح في نفس أسلوب الجسم شبه الصلب الموصِفة لمشكلة تباعد فتل الجناح. ذلك، أنه تم اختيار المقطع المرجعي على طول الجناح وعزم استرداد المرونة المتعلق بالانحراف الزاوي لهذا المقطع. وهنالك مثال حديث على مقاربة الجسم شبه الصلب لدفة الدحرجة المعكوسة مُعطى من قبل بيسبلينغهوف وآشلي (Bisplinghoff and Ashley) (عام 1962).



الشكل 19 ــ 2 مثال على تأثير مرونة الجناح في سرعة الدحرجة المتاحة. بيانات الطائرة Republic P-47C-1-RE عند ارتفاع 4000 قدم. حدثت دفة الدحرجة العكسية عند سرعة 545 ميل/ ساعة (من: Toll, NACA Rept. 868, 1947).

لقد أنتج توسيع مقاربة الجسم شبه الصلب إحدى أكثر المفاهيم إفادة في المرونة الجوية السكونية، وهي نسبة المرونة إلى فعالية صلابة سطح التحكم. وفي الحالة ثنائية البعد البسيطة، تتعلق هذه النسبة فقط بمعامل تأثير المرونة، أو بزاوية الفتل لكل وحدة عزم فتل مطبق، أو بالتغيرات في معامل جزء الرفع لكل وحدة زاوية هجوم وانحراف دفة الدحرجة، أو بالتغير في معامل جزء

العزم حول المركز الإيروديناميكي مع انحراف دفة الدحرجة، وبنسبة المسافة بين محور المرونة والمركز الإيروديناميكي إلى طول وتر مقطع الجناح.

بمعنى إن كل شيء أتى بعد ثنائي الأبعاد، أو شبه صلب، كان عبارة عن مقاربة تنعيم، للتعامل بشكل سلس مع مشاكل الطائرات الحقيقية. على سبيل المثال، في عام 1945، عبّر الدكتور ألكسندر فلاكس (Alexander H. Flax) عن توزيع فتل الجناح باتجاه باع الجناح (spanwise) على أنها نماذج متوضعة بمطالات غير محددة. وتم إيجاد نمط المطالات من خلال مبدأ العمل الافتراضي، في حل المعادلات الجبرية الآنية. وقد أطلق العديد من المؤلفين عليها طريقة غاليركين (Galerkin). لاتزال، طرق العناصر المنتهية (finite-element methods) التي سمحت بحل مباشر ألغى الحاجة إلى نمط الأشكال المفترضة (assumed mode shapes).

19 ـ 6 تجارب الطيران بدفة دحرجة معكوسة Aileron-Reversal Flight Experiences

في الحرب العالمية الثانية كان لدى المقاتلة اليابانية Zero أداء دحرجة منخفضاً جداً عند السرعات العالية، عائداً إلى فتل الجناح، حيث استغل الطيارون الأمريكيون هذا الضعف، وبالتالي تجنبوا القتال الدوراني (circling combat) ورسّخوا تقنيات المرور الوحيد بسرعة عالية. وفي السرعات العالية، كان من غير الممكن للطائرة اليابانية الصفر Zero السرعات الزاوية للدوران في الطائرات الأمريكية، حيث كان تشغيلها قريباً من سرعات دفة الدحرجة المعكوسة.

إن دور دفة الدحرجة المعكوسة العائد إلى مرونة عزم الفتل على مهمات الطائرة بوينغ ستراتوجيت B-47 تم ذكره في الفصل الثالث، «جودة الطيران أصبحت علماً». ولقد حاول مهندسو شركة بوينغ التعامل مع مشكلة انعكاس الدحرجة (roll-reversal) عندما صُمّمت الطائرة B-47، (Perkins, 1970). وكانوا يعلمون أن هناك مشكلة كامنة لعكس الدحرجة منذ انحراف طرفي جناح الطائرة B-47 بحوالى 35 قدماً بين الحمولات العظمى الموجبة والسالبة. باستخدام أفضل مقاربة كانت معروفة في ذلك الوقت، فإن التكامل الشريطي (strip integration)، الأحمال الهوائية للانحناء (torsial airload) يتوافقان مع المرونة على طول باع الجناح، وقد تنبأت هذه الطريقة بسرعة الوصول لدفة تدوير

معكوسة أعلى بكثير من السرعة المحددة بالتصميم. ولسوء الحظ، لم تأخذ هذه المقاربة بالاعتبار انحناء الجناح العائد إلى أحمال دفة الدحرجة. كما أن انحناء الجناح لفترة طويلة في الأجنحة المتراجعة يؤدي إلى جدل إضافي ناتج من الجدل الإضافي. ولقد اتضح أن السرعة الفعلية لعكس دفة الدحرجة تكون ضعيفة جداً للمهمات على ارتفاع منخفض. ونقلاً عن محاضرة بيركينز فون كارمان (Perkin's von Kármán):

إن الحل النظري الكامل للمشكلة كان الشروع به في نفس الوقت [كتطبيق طريقة الشريط] وبسبب تعقيده وقلة المساعدة الحسابية، تم الوصول إلى الجواب الصحيح بعد سنتين على أول طيران للطائرة B-47. وتم الشروع بالمقاربة الثالثة للمشكلة من قبل خبراء شركة بوينغ الذين وضعوا معاً اختباراً خاماً يتضمن نفقاً هوائياً مؤقتاً ونموذجاً من خشب البلسا المقوى بعضد معدني الذي تم وضعه على مغزل في النفق مع دفات دحرجة منحرفة ودرجة حرية مفتوحة في الدحرجة. تمّت زيادة سرعة النفق لغاية ما بدأت سرعة دحرجة النموذج بالهبوط ومن ثم بالانعكاس الفعلي. كانت هذه سرعة نموذج دفة الدحرجة المعكوسة التي جاءت قريبة جداً من تجربة النموذج الحقيقي. إلا أن الاختبار كان بدائياً لدرجة لم يؤخذ به جدياً، كذلك جاءت إعادة النتائج متأخرة للتأثير في تصميم الطائرة B-47.

وفقاً لوليام كوك (William H. Cook)، لم يكن لدى الطائرة B-47 انحراف انحناء جناح مفرط فقط عائد إلى قوة دفة الدحرجة، بل أيضاً انزلاق في انحناء علبة تثبيت الوصلات (box bolted joints)، ما يجعل الأجنحة تأخذ تغييراً صغيراً دائماً في الشكل بعد كل دوران. وأدت هذه المشاكل إلى اختبار كوابح الدحرجة (spoiler ailerons) على الطائرة B-47، بالرغم من أن إنتاج الطائرة بُني على استخدام نوع قلابات الدحرجة (flap-type ailerons) العادية.

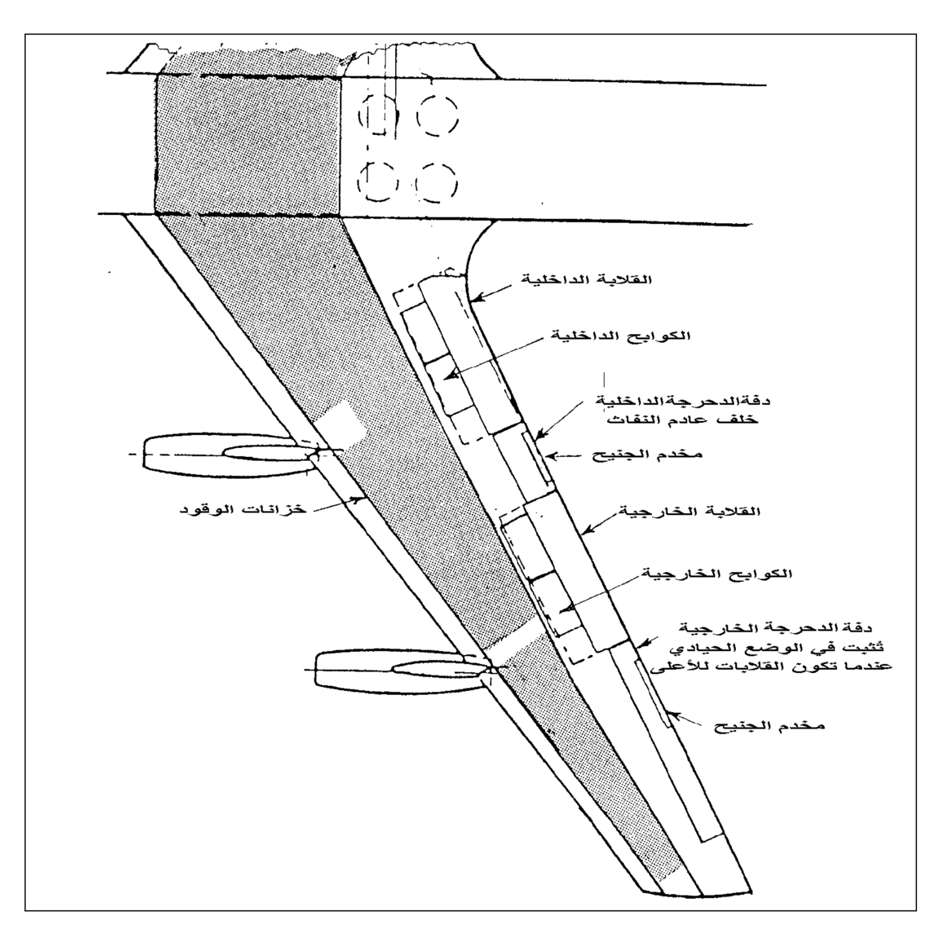
19 ـ 7 كوابح الدحرجة تقلل من فتل الجناح في الدحرجة Spoiler Ailerons Reduce Wing Twisting in Roll

تعتبر كوابح الدحرجة كعلاج لفتل مرونة الجناح في الدورانات الظاهرية، ويبدو أن التجربة الأولى لها كانت على الطائرة B-47. لكوابح الدحرجة مقطع عزوم رفع (Pitching moment) أقل لتغير رفع مُعطى من قلابات الدحرجة،

وهو ما يعني عزوم فتل جناح أخفض. لقد أتت توصية استخدام القلابات على الطائرة B-47 من غي تاونسيند (Guy Townsend)، الذي كان لديه خبرة بالقلابات على الطائرة مارتين (Martin). ومن وثيقة غير منشورة لكووك:

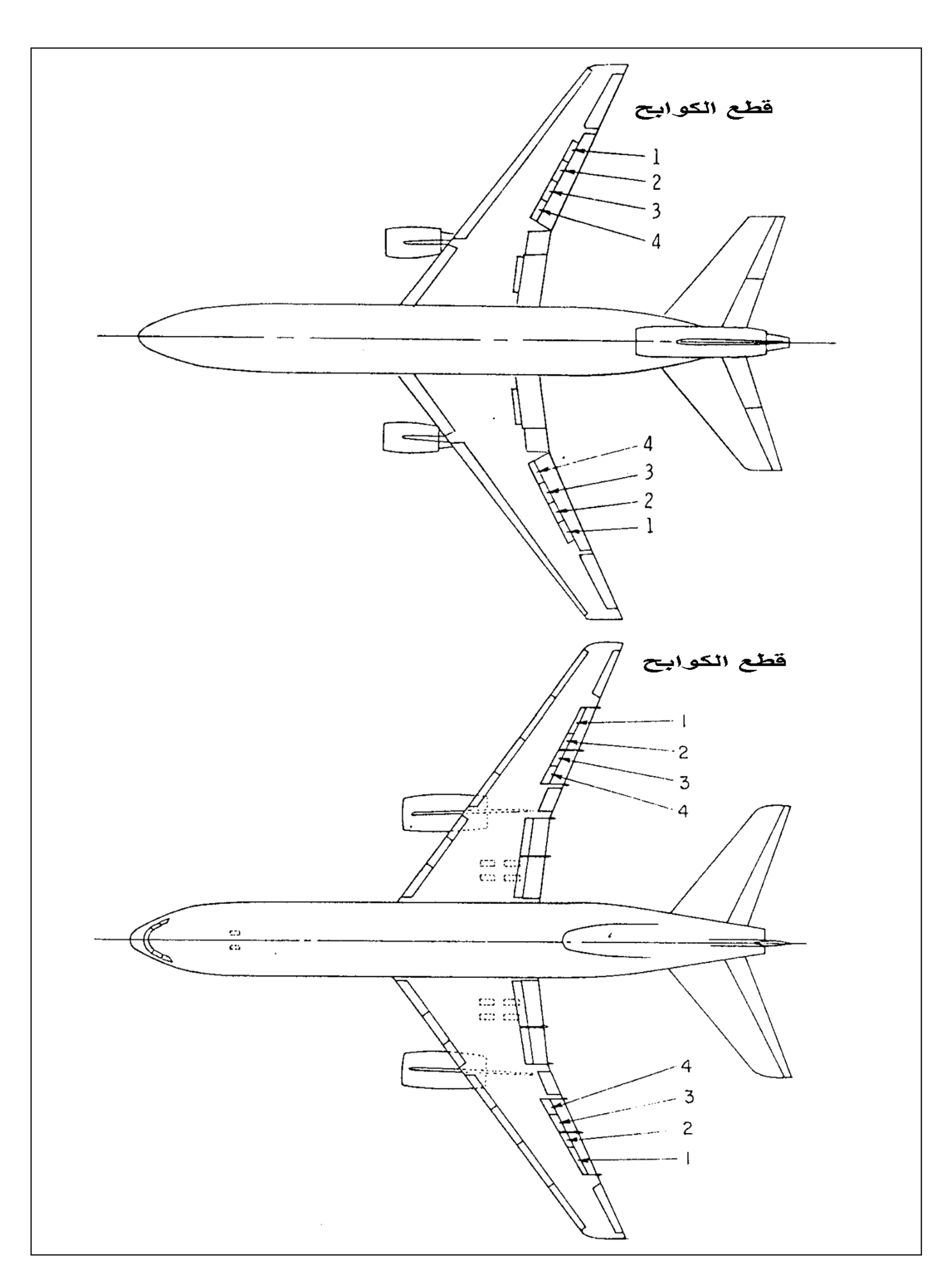
لكي يتم اختبارهم بسرعة، حاولنا أولاً بمخطط منبثق (pop-up-scheme)، **حيث تمتد جنيحات وقلابات قطع عديدة بالكامل في تسلسل لدي تدوير مقود الطيار. قد برمجت صمامات بملف كهربائي لكلٍّ منها مكبس هيدروليكي لكي تنتج التسلسل. على أي حال، كان هذا متداخلاً ويدعو إلى التحكم التناسبي وهو ما عمل به لاحقاً على القاذفة** B-52. **الخطوة التالية في التعقيد كانت على نموذج 707 الأولي** (prototype 707 Boing) **80 ـ، عندما تم إقرار استخدام الكابح ليس فقط من أجل تحكم الدحرجة، بل أيضاً من أجل كوابح الفرملة الهوائية، وعلى الأرض لتفريغ الجناح من أجل أفضل فرملة، مما تطلب وجود «علبة مزج»** (mixerbox). **في حين أثبت هذا النظام وثوقية على بوينغ 707 ونماذج لاحقة، فإن برمجة الكوابح كهربائياً توفر المكان والوزن، وربما من شأنها أن توفر تحكم دحرجة آمن باستخدام التكرار المُزود بكوابح بأقسام متعددة. وتستمر دقة الدحرجة المتحكم بها ميكانيكياً بتأمين نظام احتياطي جيد للطوارئ [الشكل** 19-3].

إن كوابح السطح العلوي للجناح من أجل التحكم الجانبي، يتم زيادتها أحياناً من خلال قلابات ـ دحرجة للتحكم بالسرعة المنخفضة، وهي معامل قياسي للجناح المتراجع بنسبة وجاهة عالية في النفاثات الحديثة. ويمكن رؤيتها في مجموعة كبيرة من الطائرات، مثل دوغلاس A3D-1؛ لوكهيد L-1011 وC-5A؛ كونفير 880M؛ ماك دونيل دوغلاس DC-8, DC-9, DC-10 وMD-11؛ أيرباص A310 وA320؛ وبوينغ B-52, 727, 737, 747, 757, 767 و777 (الشكل 19 ـ 4). وعندما تم تركيبها تماماً أمام قلابات الجناح بشق (slotted wing flaps)، أصبحت الكوابح عبارة عن أنظمة تحكم على طول الشق عندما تكون القلابات في الأسفل، مُحدثةً علاوة إضافية في قوة التحكم الجانبي عند السرعة المنخفضة.



الشكل 19 ـ 3 تنسيق دفات الدحرجة، الكوابح، والقلابات على الطائرة بوينغ 707. يتم التحكم بقلابات الدحرجة الداخلية والخارجية يدوياً، بمساعدة الموازن الإيرودبناميكي الداخلي والتوازن أو الجنيحات بتروس (تدعى هنا مخدم الجنيحات). تكون تشكيلة الكوابح في طرف الشق (slot-lip)**، تقع تماماً قبل القلابات. (من:** (Cook, *The Road to the 707*, 1991).

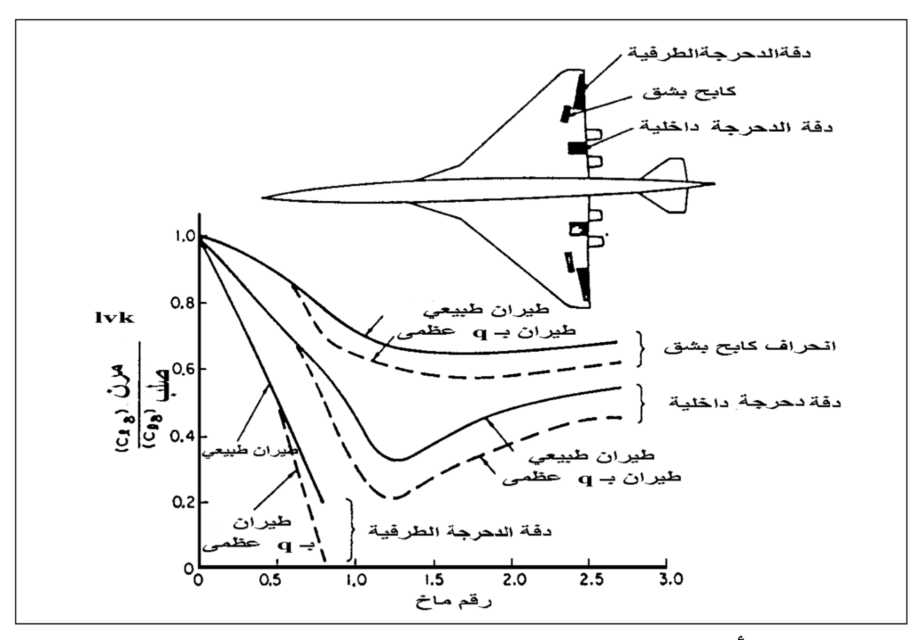
ما تزال دفة الدحرجة المعكوسة مشكلة محتملة حتى في عصر الطائرات الحديثة الأسرع من الصوت والكمبيوترات الرقمية، وعلى الطائرات ذات الأجنحة المستقيمة بالإضافة إلى المتراجعة. وهذا أشير إليه بمخطط مقارنة تصميمات دفات الدحرجة المتنوعة لمقترح بوينغ 2707 SST. وتكون كوابح الدحرجة ضرورية لتجنب معظم الفقد في قدرة تحكم دفة الدحرجة العائد إلى فتل الجناح في السرعات العالية، حتى من أجل الجناح 2707 بنسبة وجاهة منخفضة (الشكل 19 ـ 5).



الشكل 19 ـ 4 طائرتان مع كوابح شقيّة (slot-lip) للتحكمات الجانبية ولتصغير الخسارة في قدرة التحكم عند السرعات العالية العائدة إلى جدل الجناح: ماك دونيل دوغلاس DC-10 (فوق) ولوكهيد **1011** (أسفل). في كل حالة تم استخدام قلابات دحرجة (flap-type ailerons) خارجية صغيرة في السرعات الجوية المنخفضة (من: NASA TND 8373 and TND 8360, 1977)

19 ـ 8 تأثيرات المرونة في الاستقرار الطولي السكوني Aeroelastic Effects on Static Longitudenal Stability

لقد كان هناك عدة دراسات منشورة عن تأثيرات المرونة الجوية في الاستقرار الطولي السكوني، تعود إلى عام 1942. ولكن هذا الموضوع لاقى اهتماماً واسعاً مع ظهور الطائرة بوينغ ستراتوجيت B-47 المتقدمة جداً، والمرنة، في أول طيران لها عام 1947. قدم ريتشارد سكووغ (Richard B. Skoog) من NACA تقريراً على تفاصيل تأثيرات المرونة في الاستقرار والتحكم السكوني لهذه الطائرة (Skoog, 1957) على أساس العمل المصنف المنجز قبل ست سنوات من هذا التاريخ.



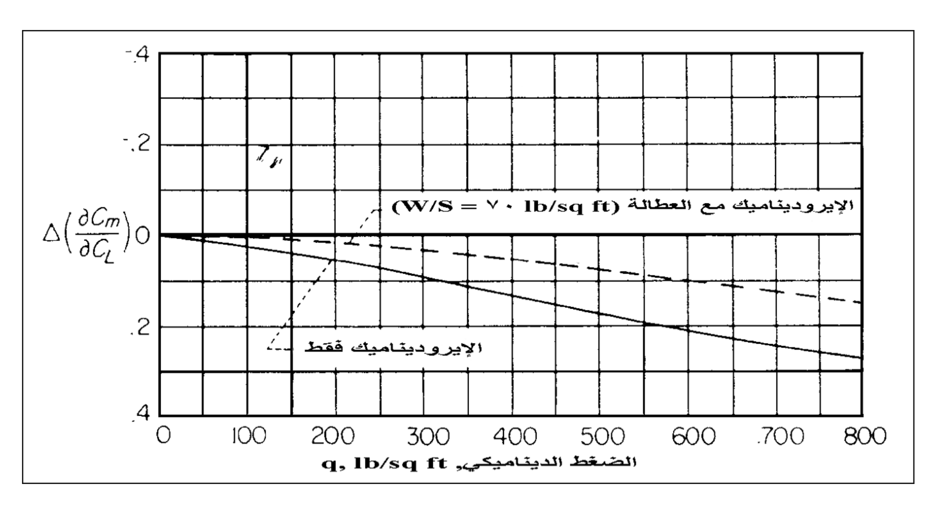
الشكل 19 ـ 5 تأثيرات رقم ماخ والضغط الديناميكي (q) في فعالية ثلاثة تصاميم لدفة الدحرجة لشركة بوينغ 2707 SST . **يكون انحراف الكابح بشق** (spoiler-slot) **فعالاً عند كل السرعات، بينما تكون دفة الدحرجة المعكوسة الطرف فعالة عند رقم ماخ 1 . (من :** Perkins, *Journal of Aircraft*, July-August 1970).

والغريب، أنه في حين أن بعض التأثيرات الفردية كانت كبيرة، إلا أن سكووغ وجد أن تعديل المرونة العام للاستقرار والتحكم الطولي يكون صغيراً (الشكل 19 ـ 6). يسبب الانحناء المتناظر للجناح تقوّس أطراف الجناح أعلى عند زيادة زاوية

الهجوم، وهذا يحرك الحمولة الهوائية نسبياً إلى الداخل، منتجاً انزياحاً لمركز الجناح الإيروديناميكي إلى الأمام، أو مزعزعاً الاستقرار. وعلى أي حال، هناك خسارة واضحة في الرفع عند زوايا الهجوم الموجبة، وبالتالي تخفيض في ميل منحني الرفع. هذا هو الاستقرار، وزيادة التأثير النسبي لرفع الذنب.

إن انحناء جسم الطائرة تحت تأثير الحمولات الإيروديناميكية للذيل هو مزعزع للاستقرار. ذلك، لأحمال الذنب إلى الأعلى، ينحني مؤخرة الجسم للأعلى، مخفضةً بذلك زاوية هجوم الذنب وعزم استرداده. وعلى أية حال، يتم إلغاء هذا الأثر إلى حد كبير من خلال انحناء مؤخرة الجسم إلى الأسفل

تحت تأثير وزنه وتأثير وزن مجموعة الذنب، في السرعات المنخفضة المرتبطة بزوايا الهجوم العالية. تماماً كما أن فتل الجناح يؤدي إلى دفة تدوير معكوسة عند سرعة عالية بشكل كافٍ، فإن فعل الانحناء العمودي للجسم الخلفي يؤدي إلى دفة رفع أو تحكم طولي معكوس. ففي حالة تحكمات دفة الرفع، يضاف جدل دفة الموازن إلى المشكلة (Collar and Grinsted, 1942)



الشكل 19 ـ 6 التأثير العام للمرونة (flexibility) **في الاستقرار الطولي السكوني لطائرة البوينغ** B-47 . **يكون التأثير الصافي معتدلاً، وتكون النقطة الحيادية مزاحة إلى الأمام فقط بـ 7 في المئة عند ضغط ديناميكي مساوٍ 500 باوند/ قد^2**. (من: Skog, NACA Rept. 1298, 1957).

الطرق الأساسية لتحليل المرونة الساكنة المستخدمة أعلاه إلى وقت عندما أدخلت طرق العناصر المنتهية وكانت طريقة تأثير المعاملات. إن الشروح

المبكرة لطريقة تأثير المعامل كانت قد أعطيت في بي وسيرز (Pai and Sears) (عام 1949) وفي مذكرة بحوث سرية في NACA عام 1950، التي كُتبت من قبل ريتشارد سكووغ (Richard Skoog) وهارفي براون (Harvey H. Brown).

بحدود عام 1954 هناك علاقة مهمة قد ذُكرت بين الاستجابة الترددية وخصائص المرونة، فإذا كانت المرونة عبارة عن فرع من الرياضيات البحتة، فإن هذه العلاقة ستذكر بوصفها نظرية، في هذه الشروط:

إن الاستجابة الترددية للطائرة عند الترددات التي تقلّ عن نمط الانحناء البنيوي الأخفض، أو أنماط الفتل ينبغي أن تتوافق مع توابع نقل الجسم الصلب المحسوبة عندما يتم تضمين تأثيرات المرونة الشبه سكونية.

تم إثبات هذه العلاقة تجريبياً مع الطائرة بوينغ B-47 (Cole, Brown, and Holleman,1957)، موفرةً فحصاً هاماً على طرق المرونة السكونية. وفي الثمانينيات، زودت هذه العلاقة بالقاعدة لمقارنة طرق المرونة الشبه سكونية البديلة من أجل القاذفة الخفية نورثروب B-2.

19 ـ 9 جَدل دفة الموازن واستقرار السرعة Stabilizer Twist and Speed Stability

لقد بيّن كولار وغرينستيد (عام 1942) أن توضع دفة الموازن يمكن أن يكون لها تأثير في السرعات العالية في الاختلاف مع السرعة لقوى عصا دفة الرفع اللازمة للموازنة. ويسمى هذا الاختلاف استقرار السرعة. قوى دفع العصا يجب أن يكون لها حاجة للموازنة في السرعات المتزايدة، بحيث إذا تركت العصا، ستأتي إلى الخلف، رافعة أنف الطائرة إلى أعلى، ومخفضةً بالتالي السرعة.

يتطلب في الطائرات المزودة بدفات موازنة بحافة أمامية إلى أعلى زوايا دفة رفع بحافة خلفية إلى أعلى لموازنة الطائرة في طيران المَسير. وستضع زوايا دفة الرفع إلى أعلى حمولة إلى الأسفل على العضادة الخلفية لدفة الموازن، التي تميل إلى جَدْل دفة الموازن أكثر في اتجاه الحافة الأمامية إلى أعلى. وبزيادة السرعات ستزيد الحمولة إلى أسفل، وبالتالي الجَدل، مما يتطلب زوايا دفة رفع إلى أعلى وقوى شد العصا. لكن هذا لا يبلغ إلى سرعة

عدم الاستقرار، وتكون قوى شد هي المطلوبة لموازنة الزيادة في السرعات بدلاً من قوى دفع. فالطائرة دوغلاس سكاي شارك A2D-1، مع دفة موازن قابلة للتعيير، كان عندها هذه المشكلة حتى أن جنيح دفة رفعها يجعل حافتها الخلفية إلى أعلى. وتتسبب دفة رفع هذه في تعويم الحافة الخلفية إلى أسفل في طيران المَسير والموازن ليتحمل حافة أمامية إلى أسفل أكثر، وبالتالي تصحيح المشكلة.

يمكن أن يحدث عكس المشكلة على الطائرات التي دفات موازناتها مجهزة بحواف أمامية إلى أسفل، حيث تكون منصة الحافة الأمامية إلى أسفل مستخدمة على بعض الطائرات لتحسين رفع العجلة الأنفية للإقلاعات بمركز ثقل إلى الأمام. ويمكن أن تؤدي منصة الحافة الأمامية إلى أسفل إلى سرعة استقرار مفرطة، مما يتطلب قوى دفع كبيرة للموازنة في الانقضاضات. وإذا دخلت طائرة بمنصة دفة موازن بحافة أمامية إلى أسفل في انقضاض حلزوني غير متوقع وقوى دفع لم تغذَ بعد، فيمكن عندها للتسارع العمودي أن يتجاوز الحدود البنيوية. ويعتقد بأن هذا الأثر هو المسؤول عن بعض الأعطال البنيوية في الطيران، والتي نُسبت ظلماً إلى قلة خبرة الطيار في الطائرات عالية الأداء. واعتبر فيليبس أن هذا قد يكون السبب لبعض أعطال الطائرة بيتش بونانزا . (Phillips, 1998)

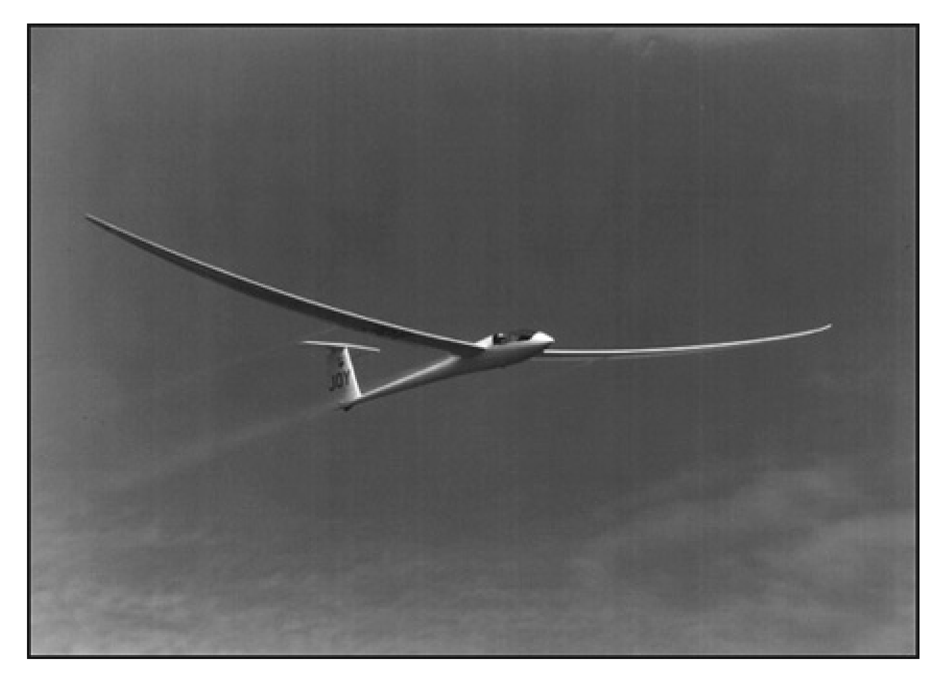
إن مشكلة المرونة المتعلقة بجَدل دفة الموازن تعتبر كمداخل تحكم زائفة والتي تنتج من تشوه جسم الطائرة تحت حمولات المناورة. إن انحراف هيكل الطائرة تحت عامل الحمولة الموجب قد سبب مداخل التحكم التي زادت من عامل الحمولة على الطائرة فوت F8U-1، (Pillips,1998). وكانت مزعزعة للاستقرار في المناورات. بعكس موضع الربط في نظام تحكم دفة الرفع ينعكس التأثير، ويوفر الاستقرار بدلاً من ذلك.

19 ـ 10 تأثيرات الزاوية الثنائية للجناح المرن Dihedral Effect of a Flexible Wing

إن تأثير الزاوية الثنائية $C_{l\beta}$، عبارة عن عزم الدوران العائد إلى زاوية الانزلاق، المحدد بشكل رئيسي من خلال الزاوية الثنائية للجناح. على أي حال، تتغير الزاوية الثنائية للطائرات بالأجنحة المرنة بشكل ملحوظ تبعاً

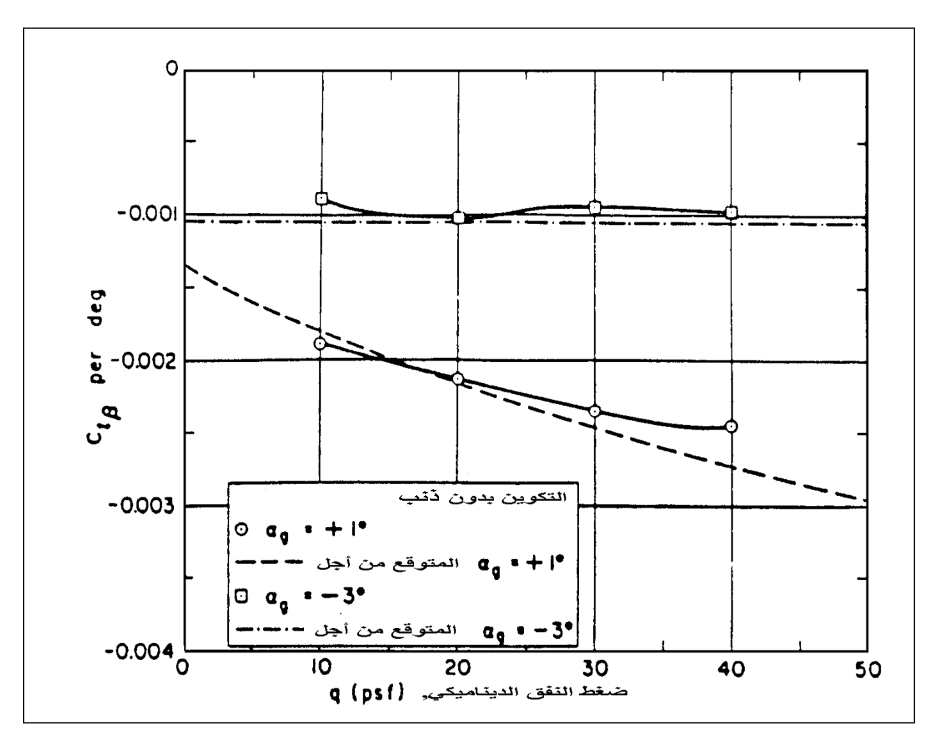
لحمولات رفع الجناح، وإن أطراف الجناح التي تتدلى عندما تتوقف الطائرة يمكن أن ترتفع في الطيران فوق مستوى الجذور، محدثةً زاوية ثنائية موجبة.

تلتوي أجنحة الطائرات الشراعية من الألياف الزجاجية عالية الأداء صاعدة بشكل مخيف إلى أعلى في الطيران، وبشكل خاص عندما يكون للطائرة الشراعية عاملُ حمولة عالياً في الدورانات والتسلقات العمودية (الشكل 19 ـ 7).



الشكل 19 ـ 7 تقوس الأجنحة المرنة إلى أعلى للطائرة الشراعية عالية الأداء المصنّعة من الألياف الزجاجية. يضيف التقوس إلى فعالية زاويتها الثنائية (Photo Steve Hines).

لقد اعتبر تحليل رودين المبسط عام 1955 تأثيرات الحمولات الهوائية في الجناح المتدلي فقط. وتم توسيع التحليل ليتضمن تأثيرات الحمولات الهوائية اللامتناظرة (Rodden, 1965)، حيث تسبب الحمولات اللامتناظرة بعض التضخيم للزاوية الثنائية. كما تم استخدام النظريات المصفوفية في هذه الحالة، مع تأثير المعاملات الهيكلية والإيروديناميكية (الشكل 19-8).



الشكل 19 ـ 8 تأثير الضغط الديناميكي في أثر الزاوية الثنائية للطائرة دوغلاس XA3D-1، عند زاويتي هجوم. يكون رفع الجناح قريباً من الصفر عند زاوية هجوم للجسم تساوي ـ 3 درجة، وهنا انحناء قليل للجناح وتغير في أثر الزاوية الثنائية (من: Rodden, AGARD Report 725, 1989).

19 ـ 11 العناصر المنتهية أو طرق اللوح في المرونة الشبه سكونية
Finite-Element or Panel Methods in Quai-Statie Aeroelasticity

يتطلب تحليل تأثيرات المرونة الشبه سكونية موازنة الأحمال الهوائية مقابل صلابة البُنية وتوزيعات الكتل. وبسبب تعقيد المشكلة، فقط كانت طرق التقريب هي المتاحة لعدة سنوات. وأدى وصول طرق العناصر المنتهية أو اللوحات كلتاهما في التحليل الهيكلي وفي الإيروديناميك جعلتا بدقة من تحليل المرونة الشبه سكوني ممكناً حقاً لأول مرة.

في مقاربة إيروديناميك العناصر المنتهية، تم تقسيم سطح الطائرة إلى العديد من اللوحات الشبه منحرفة عموماً، أو العناصر المنتهية. وتحت الأحمال الإيروديناميكية والعطالية، تجد البُنية التوازن متى تكون شروط الحدود مُرضية

في نقاط التحكم مثل خط المركز عند 3/ 4 الوتر للوحة الإيروديناميكية أو عند حواف اللوحة الهيكلية. ولقد سبقت طرق العناصر المنتهية في التحليل الهيكلي تلك للتحليل الإيروديناميكي بسنوات عديدة.

دُعيت طريقة إيروديناميك العناصر المنتهية الأولى، بتحليل شبكة الدوامة، ويبدو أنه قد تم تطويرها من قبل شخصين بشكل مستقل. وتم توثيق تحليل شبكة الدوامة في شركة بوينغ داخلياً وفي تقارير معهد بحوث الفضاء السويدي من قبل روبيرت (P. E. Rubbert) عام 1962 وسفين هيدمان (Sven G. Hedman) عام 1965، على التوالي، وفي بضعة تقارير أخرى لنفس الفترة. لقد دمج الدكتور أرثور دوستو (Arthur R. Dusto) وشركاؤه في شركة بوينغ طرق العناصر المنتهية للإيروديناميك والهيكل هذه في نظام مرونة العناصر المنتهية يسمونه FLEXSTAB (Dusto, 1974) في الفترة من 1968 إلى 1974.

تتطلب طرق العناصر المنتهية في المرونة شبه السكونية توليد الكتلة،والأثر الهيكلي، ومصفوفات الأثر الإيروديناميكي. والمصفوفة الكتلية هي كتلة هيكل الطائرة المخصصة لكل عنصر. تحول مصفوفة معاملات الأثر الهيكلي الانحرافات في نقاط التحكم في عنصر وحيد إلى قوى وعزوم مرونة في العناصر الأخرى، كما تحول مصفوفة معاملات الأثر الإيروديناميكي زاوية الهجوم في عنصر وحيد إلى قوى وعزوم إيروديناميكية تؤثر في العناصر الأخرى.

من المثير للاهتمام أن وصول طرق العناصر المنتهية للمرونة شبه السكونية يتطابق مع الحاجة إلى الطرق التي تفسر التشويهات الهامة على طول وتر الهيكل. بحيث كانت طرق المرونة شبه السكونية المستندة إلى نظرية خط الرفع ملائمة للطائرات المرنة من جيل بوينغ B-47 ودوغلاس DC-8، والطائرات دون سرعة الصوت بأجنحة طويلة، وضيقة. إن التحليل الصحيح للمرونة شبه السكونية لنسبة وجاهة جناح ضعيفة، وأشكال مساقط هيكل جناح معقدة للقاذفة الخفية نورثروب B-2 وطائرات الركاب بسرعة فوق صوتية، يتطلب طرق اللوحات NASTRAN .

وأن NASTRAN هو برنامج حاسوبي لتحليل العناصر المنتهية للهيكل ويستخدم على نطاق واسع. ويدعى الإصدار الذي تمتلكه شركة ماك نيل ـ شويندلار بـ MSC/NASTRAN، مع إضافة نماذج العناصر المنتهية للإيروديناميك إلى نماذج الهيكل الحالية باستخدام تقنيات الاستيفاء وتشكيل المنحنيات للربط بين الاثنين. ويمكن أن يشكل هذا الإصدار تحليل المرونة شبه السكوني (الشكل 19 ـ 9). وكما

ينسب هذا الإنجاز إلى عدد من الأشخاص، بما في ذلك الدكاترة ريتشارد ماك نيل (Richard H. MacNeal) ووليام رودن، ودين بيلينجر (E. Dean Bellinger)، روبيرت هاردر (Robert L. Harder)، ودونالد ماك لين (Donald M. McLean).

$$\begin{bmatrix} K^a_{\ell\ell} & K^a_{\ell r} \\ D^T K^a_{\ell\ell} + K^a_{r\ell} & D^T K^a_{\ell r} + K^a_{rr} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_\ell \\ u_r \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{\ell\ell} & M_{\ell r} \\ D^T M_{\ell\ell} + M_{r\ell} & D^T M_{\ell r} + M_{rr} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_\ell \\ \ddot{u}_r \end{Bmatrix} =$$

$$- \begin{bmatrix} K^a_{\ell x} \\ D^T K^a_{\ell x} + K^a_{rx} \end{bmatrix} \{u_x\} + \begin{Bmatrix} P_\ell \\ D^T P_\ell + P_r \end{Bmatrix}$$

في هذه المعادلة:

u = أشعة الإزاحة أو المصفوفات العمودية

K = مصفوفات صلابة الهيكل

M = مصفوفات كتلة الهيكل

P = مصفوفات القوة الإيروديناميكية

D = مصفوفة نمط الجسم الصلب

الشكل 19 ـ 9 شكل من المعادلات المصفوفية للمرونة شبه السكونية NASTRAN. **معالجات إضافية تكون مطلوبة للوصول إلى مشتقات الاستقرار والتحكم للمرونة غير المقيدة. (من:** Rodden and Johnson, eds., *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide*, (1994).

19 ـ 12 مشتقات الاستقرار المصححة مرونياً Aerelastically Corrected Stability Derivatives

إن الحصيلة الثانوية الهامة لكل من طرق المرونة شبه السكونية الأولى والحديثة هي مجموعة من مشتقات الاستقرار والتحكم المصححة مرونياً، مثل $C_{m\alpha}$ و$C_{m\delta}$، التي يمكن أن تكون مستخدمة في المعادلات العادية لحركة الجسم الصلب. على سبيل المثال، استنتج أتكين عام 1972 مساهمات المرونة شبه السكونية لنمط انحناء الجناح المتناظر من الدرجة الأولى إلى رفع الذنب والجناح، والتي أصبحت من المكونات في مشتقات الاستقرار.

لقد وفر النفق الهوائي مجموعة كاملة من بيانات الاستقرار والتحكم الإيروديناميكية للجسم الصلب لمعظم مشاريع الطائرات الحديثة. ويتم تصحيح

هذه البيانات عادة من أجل تأثيرات المرونة شبه السكونية التي تستخدم مفهوم نسب المرونة إلى الصلابة (Collar and Grinsted, 1942). تصون نسب المرونة إلى الصلابة في البيانات المصححة مرونياً كل اللاخطيات والتفاصيل الأخرى المحددة لبيانات الجسم الصلب. لذا وفرت طرق العناصر المنتهية مصدراً حديثاً لنسب المرونة إلى الصلابة لهذا الغرض.

لقد تم استخدام اختبارات النفق الهوائي على نماذج المرونة أيضاً للحصول على مشتقات الاستقرار المصححة مرونياً. لا يزال ثمة مقاربة أخرى هي اختبار النفق الهوائي لنموذج الجسم الصلب الذي تم تشويهه لتمثيل مجموعة معينة للأحمال الهوائية، مثل تلك التي يسببها عامل الحمولة العالية. تم اختبار نموذج مشوه للطائرة تورنادو في النفق الهوائي، لتحديد تأثير المرونة في مشتقات الاستقرار.

19 ـ 13 جملة المحاور الهيكلية والمتوسطة Mean and Structural Axes

حتى بعد وصول طرق اللوحة، يبقى هناك مظاهر خلافية لمشكلة المرونة شبه السكونية، تتعلق باختيار المحاور. ويجب أن تنسب التشوهات الهيكلية إلى مجموعة من جملة المحاور المرجعية، حيث يوجد أساساً مجموعتان من جملة المحاور المرجعية التي ستقوم بهذه الخدمة:

الخيار الأول، يُدعى جملة المحاور الهيكلية، التي تطابق التردد الطبيعي لاختبارات الانحراف الهيكلي المخبرية أو مكافئها التحليلي. وتكون المحاور الهيكلية محاذية للمقطع المركزي الثابت للطائرة، على سبيل المثال، الدعامة الداخلية لهيكل الجناح عند المحور المركزي للطائرة.

الخيار الثاني، هو جملة المحاور المتوسطة، وهو الخيار الوحيد المكون من معادلات الرفع ـ الهبوط لحركة الطائرة. إن جملة المحاور المتوسطة عبارة عن مفهوم مألوف في تحليل النمط الطبيعي، والتي تقابل النقطة الوسط لنمط الإهتزازات الطبيعي، النقطة التي من أجلها تكون جميع الانحرافات العَرَضية تساوي الصفر لحظياً. بينما يمكن أن تقاس معاملات تأثير الهيكلية أو أن تُحسب في نظام المحاور الهيكلية المختارة اعتباطياً، يجب أن يتم حساب حركات الرفع والهبوط لمرونة الطائرة في جملة المحاور المتوسطة، لتجنب الأخطاء المنهجية (Milne, 1964, 1968). إن صقل المحاور المتوسطة هو

استخدام جملة المحاور الرئيسية التي تُحتسب فيها عزوم العطالة الموزعة بالإضافة إلى التوزيعات الكتلية الطولية.

لقد استخدم جون ويكس (John H. Wykes) ولورانس (R. E. Lawrence) كلتا الطريقتين في عام 1965 في دراسة تأثيرات المرونة الحرارية الجوية في الاستقرار والتحكم، لكنهم دوّنوا الصعوبات المتضمنة في علاقة زاوية هجوم الطائرة بكلا النظامين. إن صعوبة زاوية الهجوم التي وجدها ويكس ولورانس قد تمّ حلها في تحويل حالي للنتائج، مثل الجداول الزمنية لزاوية الرفع وزاوية الهجوم، من جملة المحاور المتوسطة إلى الهيكلية (Rodden and Love, 1984). وحيث يكون التحويل مجدياً في نهاية الحسابات الديناميكية. تُمثل مقالة رودين ولوف، المصححة من ديكمان ورودين (Dykman and Rodden)، أيضاً معادلات التحويل من جملة المحاور المتوسطة إلى الهيكلية.

لدى مقالات رودين البرهان الهام على مغالطة استخدام جملة المحاور الهيكلية الأكثر إقناعاً للدراسات الديناميكية مكان جملة المحاور المتوسطة، كما أُعطيت من قبل المحققين غير الراغبين في مواجهة صعوبات زاوية الهجوم. في مثال بسيط على طائرة بجناح متراجع إلى الأمام باستخدام جملة المحاور الهيكلية، فإن الجداول الزمنية لعامل الحمولة وللتسارع الزاوي بالرفع تعتمد على الاختيار الثابت لجملة المحاور، ومن الواضح أنها نتيجة خاطئة، حيث يتم تجنب هذا الخطأ بجملة المحاور المتوسطة. وتم استخدام جملة المحاور المتوسطة في برنامج FLEXSTAP.

19 ـ 14 تحليل النمط الطبيعي **Normal Mode Analysis**

تحليل النمط الطبيعي، كما ينطبق على مشاكل المرونة المؤثرة في الاستقرار والتحكم، هو في الحقيقة شكل لنظرية الاهتزاز الصغير حول متغيرات حالة معطاة للحركة. وهذا يعود إلى مُعلم الميكانيك التطبيقي الإنكليزي رووث (E. J. Routh)، في القرن التاسع عشر. جسم يُفترض أنه حُرر من مجموعة قيود ابتدائية، وسُمح له بالاهتزاز بشكل حر، سيؤدي بالتالي إلى مجموعة من الاهتزازات الحرة حول جملة المحاور المتوسطة، بحيث تبقى توضعاته الزاوية والخطية بدون تغيير. وتُحدث الاهتزازات الحرة في الترددات المتقطعة (الترددات الخاصة)، في أشكال النمط الخاصة (الأشعة الخاصة).

بالطبع، فإن الطائرة لا تهتز بشكل حر، لكنها تكون تحت تأثير القوى والعزوم الإيروديناميكية. وتمّت إضافة هذه القوى والعزوم إلى معادلات الاهتزاز من خلال حساب العمل المُعطى خلال التوضعات المهتزة. وعلى نفس النمط، يجب أن يكون لتغيرات القوى والعزوم الإيروديناميكية العائدة إلى التشوهات أثر في حركة جملة المحاور المتوسطة، أو ما نحن نطلق عليها حركات الجسم الصلب.

وفقاً لمعيار أتكين، إذا لم تكن الفصولات الترددية كبيرة بين الترددات المهتزة الخاصة وحركات الجسم الصلب مثل اهتزازات الحركة الطولية السريعة أو الدوران الهولندي، فيجب إضافة معادلات النمط الطبيعي إلى معادلات الجسم الصلب العادية، بحيث إن كل نمط طبيعي يضيف حالتين إلى مصفوفة متغيرات حالة الجسم العادية (الشكل 19 ـ 10). مثال مفيد على إضافة أنماط مرنة إلى محاكي الجسم الصلب تم توفيره من قبل شميدت وريني (عام 2001). وكانت جملة المحاور المتوسطة لميلن هي المستخدمة.

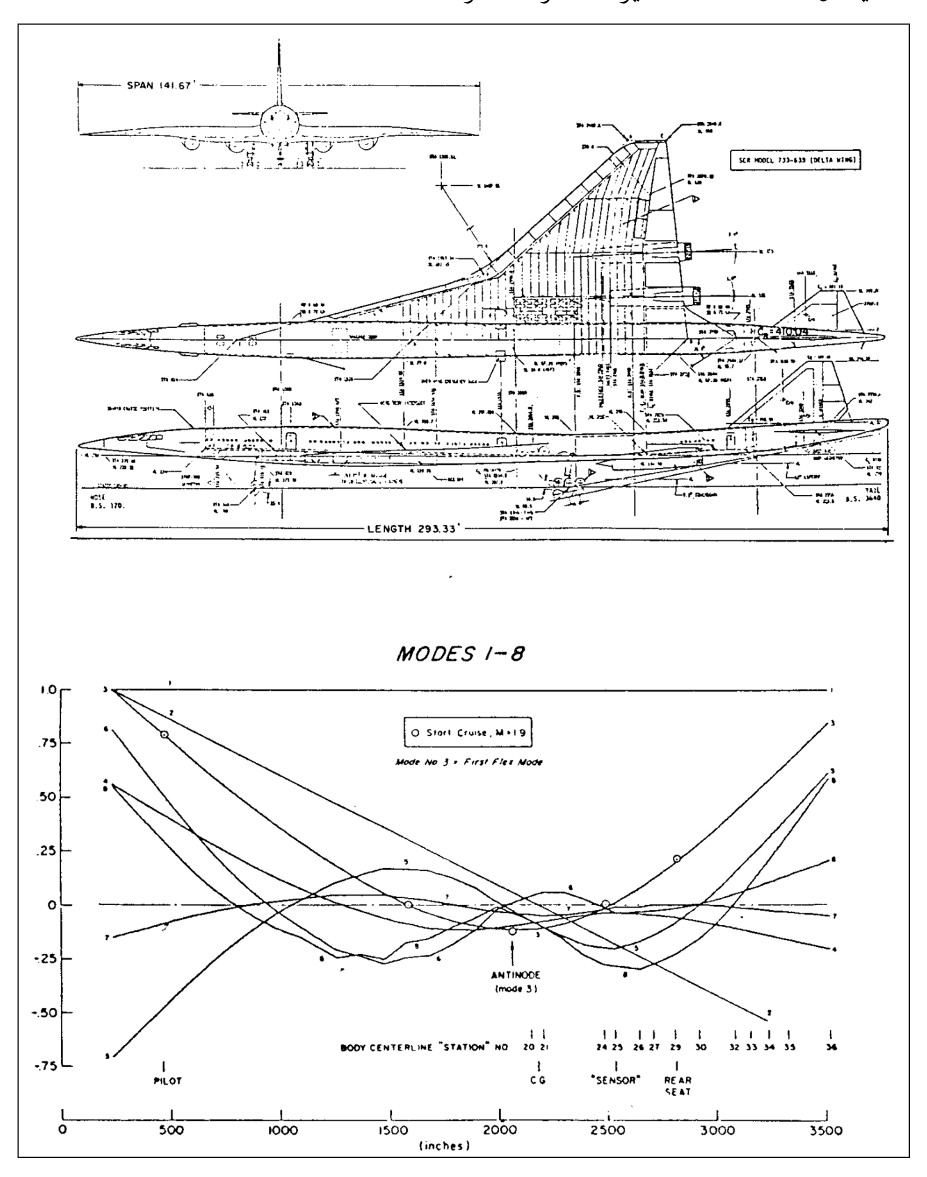
لقد تم تنفيذ تحليل التحكمات المترابطة المرنة للنمط الطبيعي في الأوقات الأخيرة من أجل الحركات الطولية لكلٍّ من القاذفة الخفية نورثروب B-2 وطائرة البحث غرومان X-29A. وفي كلتا الحالتين، فإن مصفوفة متغيرات حالة النظام التي تجمع الجسم الصلب، النمط الطبيعي، الإيروديناميك غير المستقر من الدرجة الدنيا ومتغيرات حالة نظام تحكم الرفع (متضمن ديناميك المخدم) كانت من الدرجة 100 (Britt, 2000).

19 ـ 15 معادلات الجسم شبه الصلب Quasi-Rigid Equations

في حين تكون الأنمطة الطبيعية إلى حد بعيد الطريق الأكثر شيوعاً لتفسير تأثيرات المرونة في الاستقرار والتحكم بالطائرة، أقل تجرداً، فإن طريقة النمط الطبيعي التقريبي المسماة التحليل شبه الصلب تستحق الذكر. ففي التحليل شبه الصلب، يتم تمثيل هيكل الطائرة المرن من خلال سلسلة من الأجسام الصلبة المترابطة، مع المحافظة على الوضع بواسطة نوابض، بعد أن يتم إدخال النمط الطبيعي التقريبي لكل رابط.

يبدو أن تحليل الاستقرار والتحكم الديناميكي المبكر الذي مَثّل نمط انحناء الطائرة يكون التحليل شبه الصلب للطائرة بوينغ XB-47، (White, 1947). وكان

من المفترض أنه محور الاتجاه الوحيد وراء الحافة الخلفية للجناح. وهذا يمثل عملياً أول نمط انحناء غير متناظر للطائرة.



الشكل 19 ـ 10 أول ستة أنمطة طبيعية في المحور المركزي (centerline) لطائرة النقل بوينغ فوق الصوتية المقترحة، وفق نموذج البيانات المستخدمة في طريقة النمط الطبيعي لتأثير المرونة في الاستقرار والتحكم. تم تطبيع الأنمطة في المطال. الأنمطة 1 و2 تكون لهبوط ورفع الجسم الصلب.
(من : Ashkenas, Magdaleno, and McRuer, NASA CR-172201, August 1983).

رتبت اختبارات الاهتزاز الأرضي أول تردد لنمط انحناء الطائرة B-47 عند القيمة 2.3 دورة/ الثانية. وباستخدام الوزن المعروف لقسم الطائرة الخلفي، تم تحديد حجم النابض الفعال لإنتاج تردد الانحناء المُقاس، حيث وافق تحليل الحلقة المغلقة للمخدم مع نتائج الطيران التي أظهرت بعض الاهتزاز في أول تردد لنمط الانحناء عندما كان جيرو السرعة الزاوية لمخمد الاتجاه متوضعاً بالقرب من الذنب العمودي. وتم تصحيح المشكلة بتحريك الجايرو بالقرب من مركز ثقل الطائرة.

تماماً مثلما وفّر التحليل شبه الصلب، تقريباً بديلاً بسيطاً لتحليل النمط الطبيعي، كان قد فعل الشيء نفسه بالنسبة إلى مشكلة المرونة شبه السكونية. ولقد تم إيجاد النقاط الحيادية والمناورة للطائرة نورثروب YF-17 بهذه الطريقة (Abzug, 1974).

19 ـ 16 نظام التحكم المترابط مع الأنمطة المرنة Control System Coupling With Elnstie Modes

إن ترابط نظام تخميد الاتجاه للطائرة B-47 مع نمط انحناء جسم الطائرة قد تم حله ببساطة عندما تم تغيير توضع جيرو السرعة الزاوية لمخمد الاتجاه، ذلك، أن عمل مخمد الاتجاه لدفة الاتجاه يتوقف عند عرض المجال الترددي المنخفض بما فيه الكفاية، حيث نمط الانحناء الجانبي نفسه لم يكن معززاً.

يواجه ترابط أنظمة الاستقرار المتزايدة وأنمطة مرونة الطائرة بعداً جديداً من أجل أنظمة التحكم ذات عرض المجال الترددي العالي. فإذا كان نظام تحكم الطيران قادراً على التفاعل مع الأنمطة الهيكلية للطائرة، فيجب أن يكون استقرار التركيب مضموناً. لذلك تكون المقاربة التقليدية هي ربح الاستقرار، والذي تكون فيه استجابة نظام التحكم عند ترددات النمط الهيكلي مُخمدة من خلال المرشحات الثُلمية. تخفض المرشحات الثُلمية إشارات مخارج حساس جيرو السرعة الزاوية ومقياس التسارع في حزمة ضيقة حول ترددات مشروطة.

رغم الفعالية، يُدخل المرشح الثُلمي دائماً تأخيراً عند الترددات المنخفضة، التي يمكن أن يكون لها تأثير عكسي على جودة الطيران. وتحاول مرحلة

الاستقرار أن تستبدل أو تستكمل ترشيح الثُلم بإيجاد ثنائيات القطب خارج أقطاب الانحناءات الهيكلية. إن ثنائيات القطب هي الشكل المستقر المُشار إليه في قسم «تابع تحويل ثنائيات القطب» الفصل العشرون، مع صفر تحت القطب في مستوي لابلاس s. ويمكن التحكم بتوضع الأصفار للأنمطة المُعينة من خلال توضع الحساس، لكن التوضعات التي تُنتج ثنائيات قطب مستقرة لبعض الأنمطة ستكون غير صحيحة للآخرين.

19 ـ 17 نماذج الطائرات المرنة بدرجة مخفّضة Reduced-Order Elastic Airplaine Models

إن نموذج مرونة الطائرة الكامل المتضمن لمتغيرات حالة التأثيرات الإيروديناميكية غير المستقرة يمكن أن يكون لديه أكثر من 100 متغير حالة. وهناك مشكلتان باستخدام تلك النماذج المخبرية الموسعة في تصميم نظام التحكم. وتكمن الصعوبة العملية عندما يتم إضافة مخدم التحكم، التجهيزات، وقوانين التغذية الخلفية، حيث ستكون مصفوفة متغيرات الحالة كبيرة جداً، وسيكون التحليل متعباً. كما تظهر مشكلة ثانية عندما يتم استخدام بعض الطرق الأمثلية في تصميم نظام التحكم. ويمكن لنظام التحكم الأمثلي أن يتطلب على الأقل متغيرات حالة أكثر من النموذج المخبري، وهي نتيجة غير مقبولة.

إن الطرق التي تم تطويرها والتي تخفض عدد متغيرات الحالة إلى مستويات مقبولة (بينما تحافظ في نفس الوقت على الخصائص الشكلية المسيطرة على مجال ترددي عريض بما فيه الكفاية)، تدعى بالمتبقيات. إن مقاربة المتبقيات عبارة عن كسر جزئي بسيط تم وصفه من قبل ستيفينس (عام 1992)، المستند إلى عمل لمايكيل أتانس (Michael Athans). وهذا يشمل فحص القيم الخاصة المخبرية وتقرير أية واحدة منها، هي عادة أنمطة المرونة عالية التردد، ليتم إسقاطها. كما تم الاستعاضة عن توسيع الكسر الجزئي ليشمل النظام الكامل من خلال النظام المخفض، معطياً معادلات حالة جديدة.

طريقة أكثر تقدماً للمتبقيات تم وصفها من قبل نيومان (عام 1994)، وهي امتداد لأطروحة دكتوراه في الفلسفة من جامعة ستانفورد لأينس، والتي تدعى المتبقيات مع جملة إحداثيات موزونة ومتوازنة.

19 ـ 18 نماذج الطائرات المرنة من الدرجة الثانية Second-Order Elastic Airplaine Models

يتعامل تحليل النمط الطبيعي مع النماذج الهيكلية الخطية، وخصوصاً، الترابط اللاخطي بين السرعة الزاوية للجسم الصلب وتشوهات المرونة التي تم إهمالها في تحليل النمط الطبيعي. على أي حال، يبيّن هذا الترابط فيما إذا عاد المرء إلى المبادئ الأولى في اشتقاق الأنمطه المرنة بواسطة طرق الطاقة. تقنياً، فإن شعاع الجداء العرضي للتشويهات الصغيرة المفترضة وسرعات التشويه الكبيرة هو تأثير لا خطي مهمل. تصفية أخرى تلك التي تم إهمالها في تحليل النمط الطبيعي العادي هي الإجهاد المحوري الناتج من التشوه العَرَضي للهيكل باعتباره كعارضة.

إن صياغات المرونة اللاخطية التي تتضمن هذه التأثيرات قد تمّت دراستها من قبل محققي المرونة مثل كاري بوتريل (Carey S. Buttrill)، لويجي مورينو (Luigi Morino)، كافين (R. V. Cavin)، ودوستو. بينما كانت التأثيرات اللاخطية مُعترفة لتكون ذات معنى للتحليل الشكلي للمركبات الفضائية المرنة، فإن الحاجة إلى هذا التطور غير أكيد للطائرات (Buttrill, 1989).

19 ـ 19 ملاحظات ختامية Concluding Remarks

كنتيجة لحوالى 40 عاماً من العمل المتعاون بين الإيروديناميكيين ومختصي الهيكل، تكون طرق المرونة لكلٍّ من الشبه سكوني والنمط الطبيعي متاحةً من أجل تصميم الاستقرار والتحكم للطائرات المرنة. أيضاً، تكون برامج الكمبيوترات المتطورة المستخدمة لطرق اللوحة متاحة تجارياً من أجل مشكلة الشبه سكوني ومن أجل تحديد النمط الطبيعي.

كما هو معتاد في أيّ نظام تقني، لا يزال هناك مجال للتحسين. فالمهندس المتوسط في الاستقرار والتحكم بالطائرة هو أكثر في الداخل مع النماذج الصلبة للهيكل. هكذا، يبدو وكأن هناك حاجة للقبول المتزايد والتطبيقات والمنشورات في طرق اللوحة الجديدة، لجعل هذا السلوك يتغير. إن التوسع في استخدام المواد المركبة في هياكل الطائرات وطرق تحليل الإجهاد الأكثر تطوراً من المحتمل أن يؤدي إلى هياكل طائرات أكثر مرونة في المستقبل. وهذا سيجعل من المهم من أجل مهندس متوسط في الاستقرار والتحكم أن يكون مهندسَ مرونة خبيراً بعقلانية.

الفصل العشرون

الاستقرار المُتزايد

Stability Augmentation

الاستقرار المتزايد هو تحسين صُنعي لاستقرار الطائرة والتحكم بها، يتم عموماً من خلال أنظمة تعمل بتغذية خلفية كهروميكانيكية، وتبقى فاعلة طالما بقيت الطائرة تحت سيطرة الطيار البشري. وعموماً يُغير الاستقرار المتزايد مشتقات الاستقرار وأنمطه الحركة.

ومن المهم أن تُميّز بين الاستقرار المتزايد، وأنظمة الحس الصنعية، وبين الطيار الآلي. وفيما تمّت مناقشة أنظمة الحس الصنعية، في الفصل الخامس، التي بإمكانها تعديل استقرار العصا ـ حرة (stick-free stability)(*) نحو الأفضل، إلا أن وظيفتها الأساسية تبقى تزويد الطيار بقوى تحكم طَيعة. من ناحية أخرى يحل الطيار الآلي مكان الطيار البشري عندما يكون قيد الاستخدام.

20 ـ 1 جوهر الاستقرار المُتزايد The Essence of Stability Augmentation

لكي يكون الجهاز مُزيداً للاستقرار بحق، يجب أن يُغير تصميمه من خصائص طيران الطائرة بدون حتى إدراك الطيار. وهذا يعني أن خرج المُزيد يجب أن يضيف سلسلة من الأساليب إلى أساليب الطيار. يوضع خرج المُزيد داخل حلقة التحكم الأولية بين قُمرة القيادة وسطوح التحكم، ويجب أن يعمل على تحريك سطوح التحكم فقط، وليس تحكمات القُمرة. يكون مطلب عدم

(*) وضعية استقرار العصا ـ الحرة (Stick-free stability): استقرار الطائرة بوضعية طيران اعتيادي بدون تدخل الطيار البشري من خلال التحكم بالقيادات.

تحريك تحكمات الطيار مُتجنباً إذا لم يدخل المُزيد في دارة التحكم الأولية، لكنه يحرك سطح تحكم بشكل منفصل، أو مُكرس. ويبقى مدخل آخر حول الحاجة إلى مُزيدات ليس لتحريك قيادات الطيار، هو سطح التحكم المتكامل مع المشغل (actuator) (الفصل الخامس)، والمستخدم في أنظمة التحكم بواسطة الأسلاك (fly-by-wire)، حيث تقبل مخدمات المحركات المتكاملة وتضيف إشارات كهربائية من كلٍّ من تحكمات القُمرة ومُزيدات الاستقرار.

في أنظمة التحكم بواسطة الكبلات (fly-by-cable) يشكل خرج عزل مُزيد الاستقرار لدارة التحكم الأولية عن قيادات القُمرة مشكلة تصميم ميكانيكية صعبة جداً. ويعمل مثبت صمام التحكم (contral valve friction) في مشغلات سطوح التحكم على الحفاظ على ثباتية السطوح مقابل الإشارات الصغيرة لمُزيد الاستقرار. وعندما يحدث هذا، فإن المُزيد يقوم فعلاً بالإسناد، ويُحرك تحكمات القُمرة بدلاً من ذلك. النتيجة هي طائرة غير متزايدة الاستقرار في الاضطرابات الصغيرة والاهتزازات فتبدأ بانعراج ملتوٍ غير اعتيادي. وهنالك علاج واحد لاحتكاك الصمام المفرط، يمكن أن يكون أسوأ من مشكلة الإشارة الراجعة الصغيرة، ويكمن في مركزة قيادات القُمرة بواسطة ماسكات نوابض قوية (husky spring detents)، التي يجب أن يتغلب عليها الطيار في الاستخدام الطبيعي للتحكم.

إن درجة تحكم أنظمة الاستقرار المتزايد هي اعتبارٌ، آخر، تصميميٌّ مهم، حيث إن المُزيدات تعمل بشكل مثالي بدون تحريك قيادات الطيار، وسيكون الطيار غافلاً عن الأعطال غير المتوقعة في حدود تحكم المُزيد لغاية ما تبدي الطائرة ردة فعل ما. ثم، ينبغي أن يكون هناك ما يكفي مما تبقى من تحكم من قيادات الطيار ليضيف ويلغي مدخلات المُزيد المُعطلة، مع إبقاء بعض الشيء من الاحتياط. هذه كانت فلسفة التصميم لغاية وصول مفهوم الوفرة أو التكرار (redundancy) التكرارية، والأنظمة المُتزايدة للتصحيح الذاتي، التي تجعل التزايد منظوراً وخاضعاً للتحكم الكامل أو السيطرة على حركة سطوح التحكم كاملة.

هذا ويتوقع أن يقوم الطيار الآلي، الذي يحل محل الطيار البشري متى كان قيد الاستخدام، بتحريك قيادات يتحريك قيادات القُمرة. وتكون الأعطال المفاجئة للطيار الآلي واضحة على الفور إلى يقظة طاقم الطيران. إن صلاحية التحكم الأكبر من مُزيدات الاستقرار تكون منظورة، حتى في الأنظمة بدون وفرة، وتصحيح العطل يكون ذاتياً.

20 ـ 2 الطيار الآلي في التاريخ Automatic Pilot in History

يعود الاستقرار المُتزايد إلى حوالى عام 1945 فقط، بينما يعود تاريخ الطيارين الآليين إلى الطائرات والصواريخ، أو ما يسمى اختصاراً الطيار الآلي (autopilot) (تلك الكلمة صدف أن كانت علامة تجارية لمنتج معيّن)، بالحقيقة إلى ما قبل الأخوين رايت، مع تصاميم السيد هيرمان ماكسيم (Sir Hirman Maxim) عام 1891. ذلك التاريخ قد أخبر عنه العديد من الكتّاب، من ضمنهم بولاي (Bollay) (عام 1951)، لكن الرواية شائعة الانتشار عن تطوير الطيار الآلي تأتي في الفصل الأول من مجلة **ديناميك الطيران والتحكم الآلي** (*Aircraft Dynamics and Automatic Control*) لماك روير، وأشكيناز، وغراهام بتاريخ 1973.

وهنالك رواية تاريخية إضافية للطيران الآلي، هي لهيويت فيليبسس (W. Hewitt Phillips)، في محاضرة له في بحوث درايدن (عام 1989). ويرجع كل هؤلاء الكتّاب إلى العرض الرائع عام 1913 ـ 1914 «لنظام استقرار» سبيري (Sperry)، الذي زود الطائرة المائية «كورتيس» بطيار آلي كامل. على أي حال، سيتعامل الفصل الحالي فقط مع الاستقرار المُتزايد.

تعتبر أنظمة تخفيف هبات الريح (gust-alleviation systems) شكلاً متخصصاً للطيار الآلي للطائرة، وقد صُمِّمت لتخفيف أحمال الهيكل ولتحسين نوعية المسير في الجو المضطرب. ويقل الاهتمام بهذه الأنظمة الآن بسبب أن الطائرات الحديثة يمكن أن تطير فوق مناطق الاضطراب أو تستخدم رادار الطقس لتجنب العواصف. وهنالك مراجعة تاريخية كاملة لأنظمة تخفيف هبات الريح متوفرة في كتب الناسا المرجعية (Phillips, 1998).

20 ـ 3 مفهوم الأنظمة The Systems Concept

إن مفهوم هيكل الطائرة (airframe)(*) باعتبارها جزءاً واحداً فقط في نظام ديناميكي كامل يشكل حيزاً من تفكير مهندس الاستقرار والتحكم اليوم، عندما يواجه الحاجة إلى مزيد الاستقرار. رغم ذلك، لم يقارب الباحثون الأوائل في الاستقرار المُتزايد المشكلة بهذه الطريقة (Imlay, 1940). لقد وسع إيمليه عمله

(*) هيكل الطائرة أو الصاروخ (airframe): هو جسم الطائرة أو الصاروخ وأجنحتها عدا المحركات أو منظومات الدفع.

على معيار الجذور التقليدية للاستقرار لروث باستخدام (Routh) مشتقات استقرار الطائرة المكافئة (equivalent stability derivatives). إن المشتقات المكافئة هي أساساً مشتقات الاستقرار للتحكم الثابت مضافاً إليها جداءات مشتقات التحكم مثل معامل عزم الانعراج (yawing moment coefficient) العائد إلى انحراف دفة الاتجاه ونسبة المسننات (gearing ration). على افتراض أن نسبة المسننات هي انحراف التحكم لكل وحدة متغير لحركة الطائرة. على سبيل المثال، درس إيمليه نسبة مسننات تساوي 0.356 و1.116 درجة لزاوية دفة الاتجاه مقابل كل درجة زاوية الدحرجة، أو زاوية الاتجاه على التوالي.

والهدف أن طريقة إيمليه لتحليل الاستقرار المتزايد تتعامل فقط مع الطائرة المُعدّلة، بحيث لا يوجد عناصر ديناميكية أخرى ممثلة، على الرغم من أن تأثيرات التخلف على آلية المخدمات التي ستقود سطوح التحكم قد تم اقتراحها بتمثيل غير ملائم بعض الشيء، وبزمن تأخير بسيط كأول ثلاثة حدود من سلسلة قوى الأس.

المفهوم الرياضي الرئيسي الذي يقود إلى طرق التحليل المُتزايد الحديثة هو عناصر التحكم، التي يتم تمثيلها تخطيطياً بصندوق له دخل وخرج. ويتم ربط صناديق عناصر التحكم الواحد إلى الآخر، بحيث يخدم خرج الأول كدخل للآخر. وتتضمن عناصر التحكم الحساسات مثل الجيروسكوبات؛ ومحركات التحكم الهوائية (pneumatic)، والكهربائية، أو الهيدروليكية؛ وبالطبع، ديناميكيات الهيكل، وزوايا سطوح التحكم كدخل، والحركة مثل السرعة الزاوية للغوص والاتجاه كخرج. يتم جمع وطرح الوصلات على المدخلات والمخارج حسب الحاجة، وبشكل خاص لإيجاد إشارة الخطأ. وهي الفرق بين مخارج النظام الفعلية والأوامر.

20 ـ 4 الطرق الترددية للتحليل Frequency Methods of Analysis

لقد رافقت الطرق الترددية في التحليل (frequency methods of analysis) عصر الاستقرار المتزايد الحديث للطائرة الحديثة وتحليل الطيار الآلي. فقد ذكرنا وليام بولاي (William Bollay) في محاضرة عن الأخوين رايت ألقاها عام 1950، أن تطبيق طرق الاستجابة الترددية على حالة الطائرة جاء بعد عشر سنوات كاملة من استعمالها في تطوير قيادات المدفع المضاد للطائرات، وإن

بصمات جماعة الهندسة الكهربائية في هذا الحقل ما زالت واضحة في استخدام عبارات مثل الديسيبيل (decibels) والأوكتاف (octave) في بعض دراسات الاستجابة الترددية للطائرة.

إن الاستجابة الترددية هي الحالة المستقرة الجيبية لحركة الطائرة المضطربة رداً على الحالة الجيبية المستقرة لسطح التحكم بدخل مضطرب. فقط علاقة نسبة المطال وفرق الطور للإشارتين الجيبيتين تكون في موقع الاهتمام. ويمكن بسهولة إيجاد الاستجابة الترددية للنظام الميكانيكي والكهربائي من مُوسِطات المعادلات التفاضلية الخطية التي تصف حركة النظام أو الخصائص الكهربائية. هي الرياضيات الشكلية التي تفعل هذا الدعم على تحويلات لابلاس، كما هو مشروح في الفصل الثالث والرابع من النص التقليدي عام 1940 على مبادئ المخدمات الآلية لكوردون براون (Gordon S. Brown) ودونالد كامبيل (Donald P. Cambell).

لقد قاد تحليل الاستجابة الترددية مهندسي الاستقرار والتحكم إلى طريق جديد بالكامل لوصف ديناميكيات الطائرة، هو تابع التحويل (transfer function). إن تابع التحويل هو العملية الرياضية الذي من خلالها يمكن ضرب أي تابع دخل للحصول على تابع خرج لذلك العنصر.وتكون توابع التحويل رقمية أو عبارات حرفية (literal) في متغير لابلاس s. ولا تكون مقامات توابع التحويل شيئاً سوى المعادلة المميزة، مع مُشغل روث وبراين الذي استبدل بمتغير لابلاس العقدي s. ويكون بسط توابع التحويل محكوماً بالدخل. لذلك، فإن تابع التحويل التقليدي الذي يقلب اضطرابات زاوية دفة الرفع إلى اضطرابات زاوية الرفع هو كثير حدود في المتغير s من الدرجة الثانية (second degree polynomial) مقسوماً على كثير حدود في المتغير s من الدرجة الرابعة (fourth degree polynomial).

واحد من أول التطبيقات المعروفة على الاستجابة الترددية لتصميم مُزيد استقرار الطائرة تم تنفيذه من قبل رونالد وايت (Poland J. White) في مخمد الانعراج للطائرة XB-47. وقد استخدم وايت مخططات الاستجابة الترددية التي وصفها مارسي (H. T. Marcy) في عام 1946، في سياق الهندسة الكهربائية. وعلى مر السنين، لم يسبق لتحليل الاستجابة الترددية أن أصبح قديماً. على سبيل المثال، فإن طلب نظام تحكم الطيران للطائرة X-29A تم تصميمه باستخدام تقنيات مخطط بود الترددي من قبل مهندسي غرومان بقيادة أرنولد

وايتيكار (Arnold Whitaker)، جامس تشين، هوورد بيرمان (Howard L. Berman)، وروبيرت كلين.

لقد استخدمت طرائق الاستجابة الترددية في طرق تصميم تحكم طيران بعض الطائرات الحديثة، معطيةً الاستجابة الترددية عقداً آخر من الاستمرار. وكما تم وصفه في المقطع الأخير، طرق القيمة الخاصة، المرتبطة مع نظرية التحكم الصلد، المستخدمة للاستجابة الترددية.

20 ـ 5 التجارب الأولى في الاستقرار المتزايد Early Experiments in Stability Augmentation

ظهرت مُزيدات الاستقرار الأولى خلال الحرب العالمية الثانية. والمتوفر من المعلومات حولها قليل جداً. ويعتقد بأن الطائرة المائية جيرمان بلوم وفوس (Geman Blohm and Voss Bv 222) كان لها مخمد غوص (pitch damper) يعمل من خلال سطح تحكم دفة رفع صغيرة، ومنفصلة. وفي مقالة نُشرت في عام 1947، وصَف مورغان (M. B. Morgan) مخمد انعراج تجريبي مركب على الطائرة النفاثة غلوستر ميتيور (Gloster Meteor). وتصاميم مبكرة بارزة أخرى مثل مخمد الاتجاه على الطائرة بوينغ B-47 ونورثروب YB-49 ومُزيد استقرار زاوية الانزلاق على الطائرة نورثروب F-89، التي ستناقش فيما بعد.

20 ـ 5 ـ 1 مخمد الانعراج للطائرة بوينغ B-47، The boing B-47 yaw damper

كانت الطائرة ستراتوجيت B-47، (B-47 Stratoget) ثورية في وقتها، وهي قاذفة بستة محركات نفاثة، وبأجنحة متراجعة مرنة جداً. كشفت اختبارات الطيران الأولى للطائرة أن التخميد في الانعراج عند السرعات البطيئة كان أقل بكثير من تمكن الطيارين على التعامل معه في تقاربات الهبوط. وكان اعتراض الطيارين الأساسي على جزء الدحرجة (rolling) من الحركة، الناتج من تأثير الزاوية الثنائية للأجنحة المتراجعة عند زوايا الهجوم العالية. وبعد استبعاد البدائل الأخرى، قرر مهندسو شركة بوينغ معالجة حركة الدحرجة بشكل غير مباشر، من خلال تخميد الانعراج صنعياً باستخدام جيرو السرعة الزاويّة ودفة اتجاه الطائرة. ذلك، بحذف حركات الانزلاق، فإن عزم دحرجة الطائرة العائد إلى الانزلاق لم يعد يسبب التعثر غير المحبذ في تقاربات الهبوط.

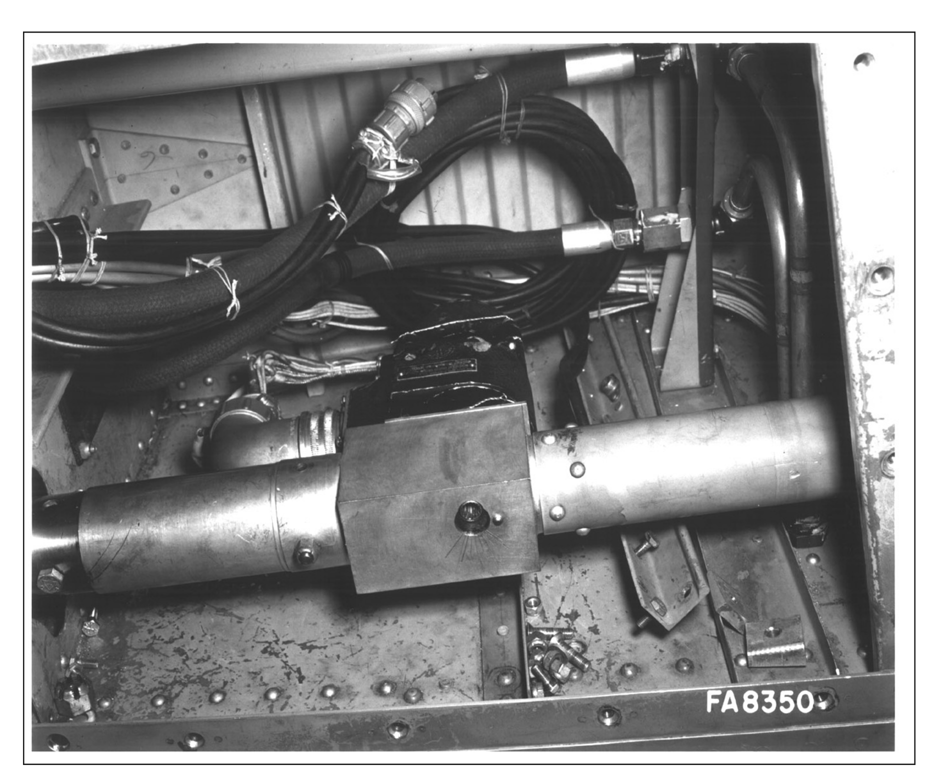
زوّد المهندسان المسؤلان بصورة رئيسية عن تصميم مخمد الانعراج للطائرة XB-47 وهم وليام كوك (William H. Cook) وايدوارد بفاتمان (Edward Pfatman) رونالد وايت، الذي نفذ تحليل الاستجابة الترددية على تصميم مخمد الاتجاه للطائرة XB-47، برواية عن هذا التطوير (White, 1950). ويستطيع المرء من خلال رواية وايت إيجاد جميع العناصر التي تؤدي إلى تصاميم مُزايد الاستقرار الحديث، بالرغم من الشكل غير المألوف في بعض الحالات، وهي:

- تطبيق تحليل آلية المخدم، باستخدام معادلات حركة الطائرة؛
- يتضمن النموذج الرياضي للهيكل تأثيرات انحناء المرونة؛
- وتحكمات القدرة غير العكوسة؛
- سلسلة مخدم الاستقرار المُتزايد، تعزل الطيار عن فعل المخدم؛
- ونظام الحس الصُنعي.

إن تحليل آلية مخدم تخميد انعراج رونالد رايت للطائرة XB-47، واستخدام الاستجابة الترددية العكسية، كان سابقاً لعصره. وعلى أي حال، فإن جميع المسائل الهامة لحلقة الربح (loop gain)، أو أمر زاوية دفة الاتجاه لكلّ وحدة تغير في زاوية انعراج، كانت على ما يبدو موطّدة في اختبار الطيران. ويتذكر وليام كوك أن روبيرت روبينز، طيار اختبار الطائرة XB-47، كان لديه مقاومة متغيرة (rheostat) لتغيير ربح مخمد الاتجاه، التي اختار روبينز منها القيمة التي بدت له أنها الأفضل.

مع عدم وجود اعتماد مالي لمعلومات مُزيد الاستقرار، فقد ارتجل كلٌّ من كوك وبفاتمان من ناحية متطلبات التصميم والكيان الجامد. وبمكالمة هاتفية قصيرة من كوك إلى بفاتمان في بحيرة موسى لاختبار الطيران تم وضع متطلبات التصميم الرئيسية لصلاحية مخمد دفة الاتجاه (ربع كامل المسير) وتسلسل المشغلات.

لقد كان مخدم مخمد الاتجاه عبارة عن محرك كهربائي ومضخم كالذي تمّ استخدامه في الطائرة B-29، ويطلق عليه أيضاً مخدم التربو الصمامي الغازي أو مخدم بوابة طرح الفضلات (turbo-supercharger waste gate servo) (الشكل 20 ـ 1).



الشكل 20 ـ 1 مشغل من النوع المتسلسل (مخدم بوابة طرح الفضلات) المستخدم في الطائرة بوينغ XB-47 ستراتوجيت لدفع قضيب دفة التوجيه، وتأمين تخميد بالانعراج (من: White, 1950 (Honeywell) *Journal of the Aeronautical Sciences*).

تم تسليم ورقة وايت في الجلسة التصميمة لمعهد علوم الطيران في اللقاء الصيفي السنوي في لوس أنجلوس عام 1949. إن مفهوم الاستقرار المُتزايد كميزة تصميمية طبيعية لطائرات الأجنحة المتراجعة ما كان رغم ذلك قد رسخ بعد، ولعل ورقة وايت قد أثارت على الأقل متلقياً واحداً. ووفقاً لدوان ماك روير (Duane Mc Ruer)، فإن هذا الشخص، هو أستاذ التصميم المحترم في Cal Tech، الذي أنزل التعليق التالي أثناء فترة مناقشة الورقة:

> **فيما لو صممت الطائرة B-47 بشكل صحيح، ما كانت ستحتاج إلى استقرار إلكتروني مُتزايد.**

كما يذكر وليام كوك (عام 1991) ردة فعل مماثلة من أستاذ في MIT، كان حزيناً أنه تم استخدام الحل «الصُنعي» على الطائرة B-47 لحل مشكل

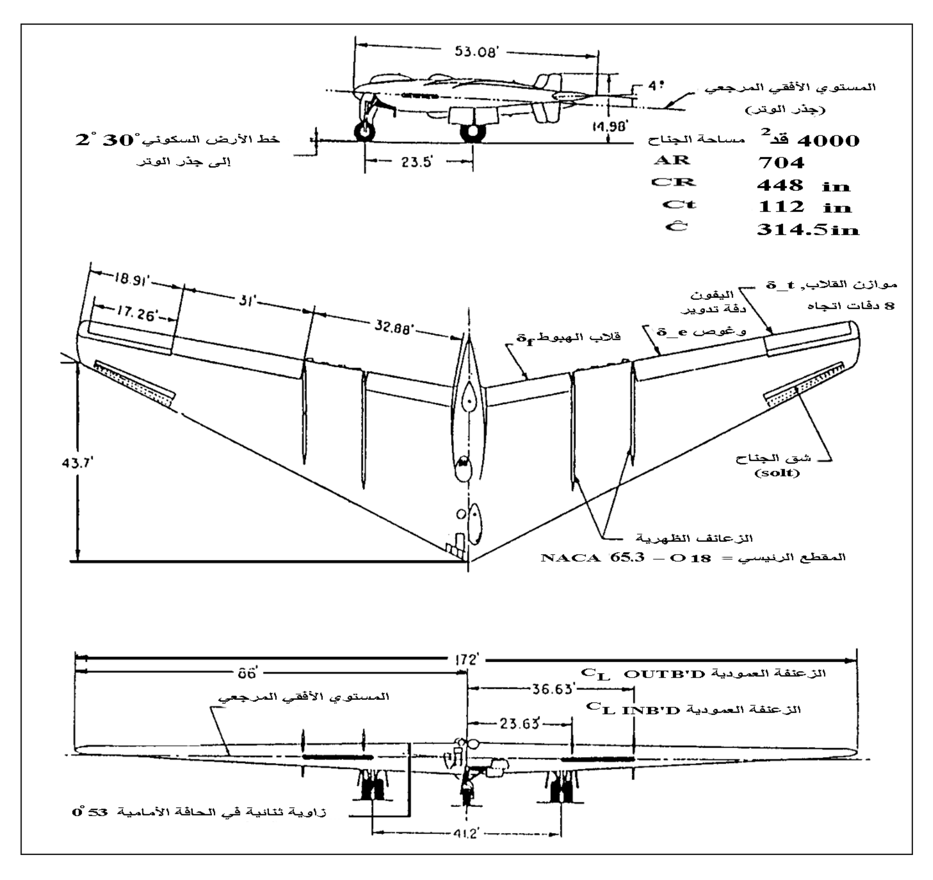
الاستقرار الديناميكي. بالطبع، كان هناك سبب إيروديناميكي صحيح جداً حول سبب الحاجة إلى الاستقرار المتزايد للاتجاه على الطائرات النفاثة وهو ليس دليل على التصميم السيىء. هذا ويتناسب تخميد الدحرجة الهولندي بشكل مباشر مع الكثافة الجوية. فالطائرة مع نسبة تخميد مرضية تساوي 0.3 عند سطح البحر سيكون عندها نسبة تخميد تساوي 0.06 على ارتفاع 45000 قدم.

20 ـ 5 ـ 2 مخمد الانعراج للطائرة نورثروب YB-49، Northrop YB-49 yaw damper

تتقاسم الطائرة نورثروب YB-49 مع الطائرة بوينغ B-47 امتياز كونها واحدة من أوئل طائرات الاستقرار المُتزايد في المعنى الحديث (الشكل 20 ـ 2). وقد وصف دوان ماك روير (عام 1950) مخمد انعراج الطائرة YB-49 كما يلي:

> **في الجزء الحساس للنظام، تم اختيار جيرو السرعة الزاوية للطيار الآلي من شركة هانيويل (Honeywell). . . وقد أنتج بعد ذلك إشارة كهربائية متناسبة مع هذه السرعة أو السرعة الزاوية للانعراج. وتم تغذية هذه الإشارة عكسياً من خلال مضخم كهربائي ومحرك قابل للعكس مربوط مباشرة مع سطح التحكم. هنا يتم تحويل الإشارة ميكانيكياً إلى الرابط الذي يشغل نظام كبلات دفة التوجيه. العمل القاسي، هو بفتح صدفة (clamshell rudder) دفة التوجيه لجر الجناح خلف الخط، ومن ثم التوجه نحو نظام دفة الاتجاه الذي يعمل بالقدرة الهيدروليكية بالكامل.**

منذ ذلك الحين أضاف ماك روير إلى هذا الوصف معلومة أن المحرك الموصول مباشرة مع سطح التحكم الذي يضع دخل مخمد الاتجاه على التسلسل مع دخل الطيار كان مخدم التربو الصمامي الغازي (turbo-supercharge waste gate servo)، كما في الطائرة B-47. وإن الكبل الطويل الذي يربط بين القُمرة وصمامات المخدم الهيدروليكي على أصداف دفات الاتجاه، كان من المتوقع أن يكون بمثابة احتياط لسلسلة مخدمات مخمد الاتجاه المركبة. لسوء الحظ، فقد شدت حركات محرك مخمد الاتجاه الابتدائية الكبلات لغاية ما تم التغلب على احتكاك صمام المخدم الهيدروليكي. وأدى ذلك إلى إيجاد منطقة ميتة، حتى تم تصحيحها عن طريق خفض احتكاك الصمام الهيدروليكي.



الشكل 20 ـ 2 القلابات الخارجية على الطائرة نورثروب YB-49 هي من النوع الشقّي في الحافة الخلفية لتتصرف كدفة اتجاه توفر عزوم انعراج لسلسلة مخمدات انعراج الطائرة. كانت نورثروب YB-49 وبوينغ XB-47 أولى الطائرات المجهزة بمخمدات انعراج من النوع المتسلسل (من: Ashkenas and Klyde, NASA CR 181806, 1989).

لقد نفّذ ماك روير وريتشارد كلدا (Richard Kulda) تحليل الاستقرار الأولي بطريقة مشتقات الاستقرار المكافئة، المستخدمة في عوامل التقريب الحرفي لأنطمة الحركة الحلزونية والدحرجة الهولندية، واستخدما مخططات بود ونايكويست في التصميم المفصل، تماماً كما في حالة الطائرة B-47. ولم يكن لمخمد اتجاه الطائرة YB-49 مرشح تردد لحذف إشارة السرعة الزاوية للانعراج في الدحرجات المستقرة. ومقارنةً بالممارسة الحالية، فإن الخمسة أسابيع أو ما يؤديها التي أخذت في تصميم، وتجميع الأجزاء، وتركيبها، واختبار مخمد اتجاه الطائرة YB-49 هي بالتأكيد قصيرة جداً.

20 ـ 5 ـ 3 مزيد استقرار الانزلاق الجانبي للطائرة نورثروب F-89
The northrop F.89 side slip stability augmenter

لقد طارت الطائرة F-89 ذات المحركين النفاثين والجناح المستقيم بوجود مخمد جيرو سرعة زاوية انعراج تقليدي، مع مرشح ترددي للدحرجات المستقرة. وتم استبدال جيرو السرعة الزاوية بحساس الانزلاق الجانبي، للحد من زاوية دفة الاتجاه المضادة أكثر من الذي يمكن أن يفعله مرشح سرعة زاوية الاتجاه. وبالتالي وجد أن مُزايد استقرار زاوية انزلاق الطائرة F-89 قد حسّن من الاستقرار الاتجاهي، فضلاً عن تخميد الدحرجة الهولندية.

20 ـ 6 طرق توضع الجذور للتحليل Root Locus Methods of Analysis

إحدى القصص الرائعة في حقل الاستقرار والتحكم هي اختراع طريقة تحليل توضع الجذور (root locus analysis method) لوالتر ايفانز (Walter R. Evans). وقد جاء هذا نسبياً متأخراً في لعبة الحصول على التقدم الأساسي في تحليل نظام التحكم (control system analysis). وظهرت طريقة توضع الجذور أولاً في أطروحة درجة الماجستير لايفانز في جامعة كاليفورنيا، لوس أنجلوس، ثم في تقرير طيران شمال أمريكا (NAA). وقد تم نشر أول مقالة حول توضع الجذور عام 1948 (Evans, 1948) بعد اعتراضات من المحكمين الذين اعتقدوا أن العمل كان قليل الجدارة ولا يستحق النشر.

وفيما كانت الطريقة معروفة ببساطة طريقة «توضع الجذور» في الولايات المتحدة، إلا أن أبحاثاً منشورة روسية أطلقت عليها مراراً بطرق ايفانز. كما تلقت طريقة توضع الجذور دعاية واسعة النطاق مع الدكتور ويليام بولاي (W. Bollay) عام 1950 محاضرتة حول الأخوين رايت. لكن، حتى قبل نشرها في المجلة عام 1948 «انتشرت الطريقة كالنار في الهشيم» وفقاً لدوان ماك روير. وهذا حصل لأن جون موور (John Moore) في UCLA وفيليب وايتاكير (Phillip Whittaker) في MIT حاضرا على الطريقة، باستخدام مسودات تقرير طيران شمال أمريكا (NAA).

إن جوهر طريقة توضع الجذور هي مجموعة القواعد التي اكتشفها ايفانز لهجرة جذور نظام الحلقة المفتوحة إلى جذور نفس النظام عندما تغلق الحلقة. إن جذور الدارة المفتوحة لجسم الطائرة ليست أكثر من جذور جسم الطائرة

التي ناقشها براين عام 1911، أي نفس أنماط حركة الطائرة الدور السريع والبطيء، والأنماط اللادورية مثل أنماط الحركة الحلزونية والدحرجية. لقد وجد ايفانز أن أنماط الحلقة المفتوحة التي تهاجر نحو أصفار الحلقة المفتوحة تزداد كلما ازداد ربح الحلقة المغلقة من الصفر (حالة الحلقة المفتوحة) إلى اللانهاية. إن أصفار الحلقة المفتوحة هي جذور تابع البسط لكل تابع تحويل العنصر.

بقيت طرق توضع الجذور من الخمسينيات إلى يومنا هذا كواحدة من أعظم طرق تحليل نظم تحكم الطيران انتشاراً وطرق التركيب. والبدائل الحديثة هي:

مستوي ـ z إن توضع الجذور في المستوي ـ z يستخدم تحويل z، حيث $z = e^{Ts}$ وs هي متغير تحويل لابلاس (Bollay, 1951). ويعرف الرقم العقدي z فقط عند زمن التقطيع أو أخذ العيّنات T من عيّنات البيانات أو نظام التحكم الرقمي. إذاً حالات عيّنات البيانات أو نظام التحكم الرقمي تكون معرفة بالمثل فقط عند أزمنة أخذ العيّنات T، ويمكن أن يستخدم توضع الجذور في المستوي ـ z من أجل الاستقرار وتحليل أداء هذه الأنظمة. في المستوي ـ z، يتم رسم الأجزاء الحقيقية للمتغير z على طول محور السينات، بينما ترسم الأجزاء التخيلية على طول محور العيّنات. كما تنطبق قواعد ايفانز لتوضع الجذور في المستوي ـ s في المستوي ـ z أيضاً. وفقط تختلف منطقة الاستقرار وخطوط ثوابت نسبة التخميد.

مستويات w و ´w طريقة تحويل محسنة للتعامل مع عيّنات البيانات أو الأنظمة الرقمية التي ظهرت في الخمسينيات، تدعى المستوي ـ w، (w-plane). وينشأ المتغير العقدي w عن طريق تحويل ثنائي خطي على z، أو $w' = (z-1)/(z+1)$. وصف ريتشارد وايتبيك وهوفمان (في عام 1978) نسخة مُقيسة من المجال ـ w (w-domain) مع خصائص أفضل. هذا هو المجال ـ ´w، الذي فيه $w' = 2w/T$. ومقارنةً بالمستوي ـ z، فإن النصف الأيسر أو المستقر من المستوي ـ ´w يطابق النصف الأيسر أو المستقر من المستوي ـ s. كما أن التناظرات القوية الموجودة بين المجالات ´w وs، تسمح باستخدام توضع الجذور التقليدي وأدوات تصميم بود (Bollay, 1951). وكعيب، فإن توابع التحويل ´w تكون جبرياً أكثر تعقيداً من توابع التحويل s.

التحليل الموحد باستخدام مخطط بود لتوضع الجذورإن مخطط بود لتوضع الجذور عبارة عن طريقة هجينة طورها دوان ماك روير وغراهام (McRuer, Ashkinas, and Graham, 1973) التي تضيف لمخطط بود التقليدي نسب المطال لتوضعات مختلفة في المستوي ـ s لربح أية حلقة فعلية معطاة لجذور الحلقة المغلقة، فإن جميع كميات الاستجابة الترددية وحساسية تغيرات الربح يتم رؤيتها في هذا المخطط.

متجه حساسية توضع الجذور يمكن رسم أشعة الحساسية من أقطاب الطائرة غير المُتزايدة، مثل القطب الثنائي المترافق للدوران الهولندي، الذي يعطي الاتجاهات والمطال في المستوي العقدي لهجرة تلك الأقطاب من أجل التغذيات الخلفية الفردية. ويمكن مقارنة تأثيرات التغذيات الخلفية غير التقليدية على نمط الدحرجة الهولندية، مثل الانحراف والتسارعات الجانبية إلى دفات الدحرجة. وكان متجه حساسية توضع الجذور قد نشر للمرة الأولى من قبل دوان ماك روير وروبيرت ستابليفورد (Robert Stapleford) (عام 1963).

20 ـ 7 بسط توابع التحويل Transfer - Function Numeraters

إن عوامل مقام تابع تحويل الطائرة، أو الجذور، تحكم حركات الطائرة بعد الاضطرابات الابتدائية. وتؤدي الجذور المستقرة، التي لها أجزاء حقيقية سالبة، إلى خفوت الحركات الاهتزازية أو اللادورية. وينطبق الشيء نفسه على مقامات توابع تحويل الحلقة المغلقة، حيث العمل المبكر لتوضع الجذور، على سبيل المثال مادة محاضرة الأخوين رايت عام 1950 للدكتور وليام بولاي (W. Bollay)، كانت حول التعامل مع الجذور، أو الأقطاب، لمقام الحلقة المغلقة. تُدعى العوامل في بسط تابع التحويل أصفاراً. وتعطي دراسة الاستجابة لمدخلات خطوية لتغير منهجي في تركيبات قطب ـ صفر (Elgred and Stephns, 1959) نتائج مذهلة، وبشكل خاص في حالة قطبين حقيقيين وصفر حقيقي. اعتماداً على ما إذا كان توضع الصفر بين الأقطاب أو إلى اليمين، تبدو استجابة الخطوة إما مُرهقة أو مع تجاوز كبير.

تلعب أصفار تابع التحويل دوراً هاماً في استجابات الحلقة المغلقة لأنظمة الاستقرار المتزايد. وتكون التفاصيل ذات علاقة كبيرة للخوض فيها هنا، لكن يمكن لمس بعض الأمثلة عليها. في الارتفاع أو في حلقة مسار الهبوط التي يتم

فيها تصحيح الأخطاء من خلال التحكم بدفة الغوص أو دفة الموازن، ويمكن للصفر الذي يدعى $1/T_{hl}$ أن يكون في النصف الأيمن من مستوي توضع الجذور. ويحدث هذا على الجانب الخلفي من منحني القدرة المطلوبة، أو عند السرعات تحت نقطة الكبح الأدنى. يقود إغلاق الجذر الحقيقي للحلقة المغلقة إلى داخل نصف المستوي الأيمن، مع ما يترتب على ذلك من تباعد. ويمكن للحلقة الداخلية للاستقرار المُتزايد أن تصحح هذا.

مثال آخر على الصفر العقدي المرتبط مع تحكم زاوية الدحرجة من خلال دفات الدحرجة. في شركة النظم التقنية المحدودة، $\omega\phi$ يمثل رمز التردد الطبيعي غير المخمد المرتبط بهذا الصفر. فمن أجل قيم $\omega\phi$ تتجاوز التردد الطبيعي غير المخمد للدوران الهولندي ωd، يُثار إغلاق حلقة الدحرجة الهولندية، ويتم تدهور استقرار الحلقة المغلقة. مناقشة تعليمية مكتملة لهذه المشكلة، بالإضافة إلى مشكلة تحكم بصفر الارتفاع، معطاة من قبل دوان ماك روير ودونالد جونستون (عام 1975).

20 ـ 8 توابع التحويل ثنائية القطب Transfer - Function Dipole

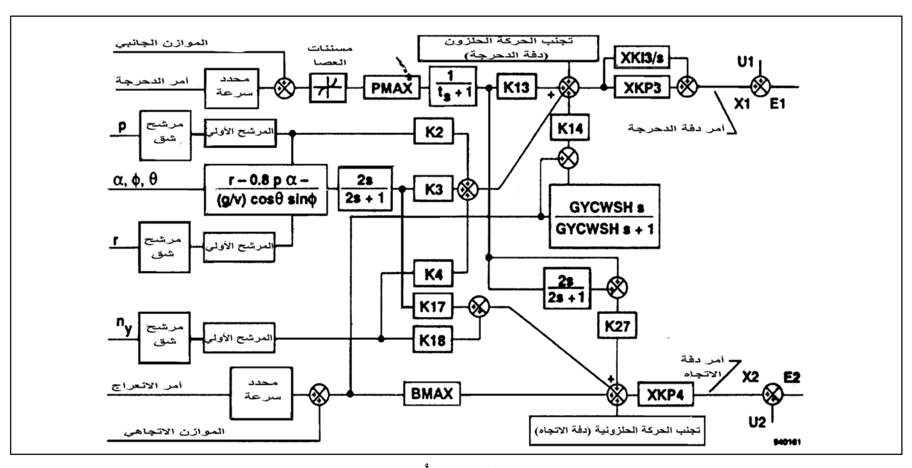
تُصادف مشكلة الصفر العقدي (complex zero) في تابع تحويل زاوية الدحرجة (aileron) ـ دفة الدحرجة كونها واحدة من فئة مشاكل تابع التحويل ثنائي القطب في تصميم مُزايد ـ الاستقرار. ففي العديد من أنمطه الطائرة ذات التخميد الضعيف، يكون الجذر موضوع السؤال قرب الصفر العقدي. ويُدعى الزوج قطب ـ صفر (pole - zero pair) بثنائي القطب (dipole). بحيث تؤكد قواعد توضع الجذور (root locus) بشكل عام ذلك، لأن التوضع الذي يبدأ في قطب ينتهي في صفر، مشكلاً نصف دائرة على طول الطريق.

عندما يكون ثنائي القطب قريباً من المحور التخيلي لتوضع الجذور، يمكن لنصف الدائرة أن تقطع الجزء غير المستقر، أو النصف الأيمن، من المستوي. بالمقابل، بضمان تشكيل نصف الدائرة لليسار، فإن غلق الحلقة يُزيد استقرار ذلك النمط ضعيف التخامد، وهذا يسمى «بمرحلة الاستقرار» (phase stabilization). وإلى حد بعيد فإن التطبيق الأكثر أهميةً لـ «مرحلة الاستقرار» هو على أنمطة الانحناء والفتل لطائرة مرنة مع الاستقرار المُتزايد. كما في حالة تابع تحويل زاوية الدحرجة (bank angle transfer function) وران، حيث يتم

إخضاع الأنمطة لمرحلة الاستقرار عندما يكون تخميد التردد الطبيعي لصفر ثنائي القطب أقل من القطب، أو من الجذر.

20 ـ 9 أنظمة الأوامر المُتزايدة Command Augmentation Systems (CAS)

إن أوامر الأنظمة المُتزايدة، أو CAS، هي نسبياً الشكل الحديث من استقرار الطائرة المُتزايد. تُرشح مدخلات تحكم الطيار، أو تُشكل، عادةً، ويتم مقارنتها بحركات الطائرة المُقيسة، ومن ثم تُرسل الفوارق إلى مخدمات تحريك سطوح التحكم (الشكل 20 ـ 3). في التطبيقات المبكرة للأوامر المُتزايدة، على سبيل المثال في طائرات ماك دونيل دوغلاس F-18، F-15، F-4، وطائرة روكويل B-1، تم تحديد صلاحية النظام المُتزايد. وهناك روابط مباشرة على التوازي من عصا القيادة إلى مخدمات سطوح التحكم.



الشكل 20 ـ 3 المخطط الصندوقي لنظام الأوامر المُتزايد الجانبي ـ الاتجاهي لطائرة البحث X-29A. المميزات الرئيسية هي محددات السرعة على أوامر الدحرجة والاتجاه. وهذا يقلل إمكانية مخدمات التحكم بسرعة محددة بسبب مدخلات تحكم الطيار الكبيرة (من: Clarke, Burken, Bosworth, and Bauer, NASA TM 4598, 1944).

أنظمة الأوامر المُتزايدة للطائرات الأحدث مثل طائرة الطيران بالوصل السلكي جينيرال داياميكس F-16 التي لها الصلاحية الكاملة والأرباح العالية للأوامر (high-command gains)، حيث عملت أنظمة أوامر الدحرجة المُتزايدة بصلاحية كاملة بشكل جيد جداً، وباستجابات دقيقة، وسريعة، على مدخلات التحكم (Mitchell and Hoh, 1984). وهناك بعض المشاكل تأتي جنباً لجنب مع هذه النجاحات،

كالحساسية المفرطة للمدخلات الصغيرة، والتحكم الزائد مع المدخلات الكبيرة، والظاهرة التي تدعى الدحرجة التصعيدية (roll-ratching) يمكن أن تحدث.

20 ـ 9 ـ 1 الدحرجة التصعيدية (اللامنضبطة) Roll - ratcheting

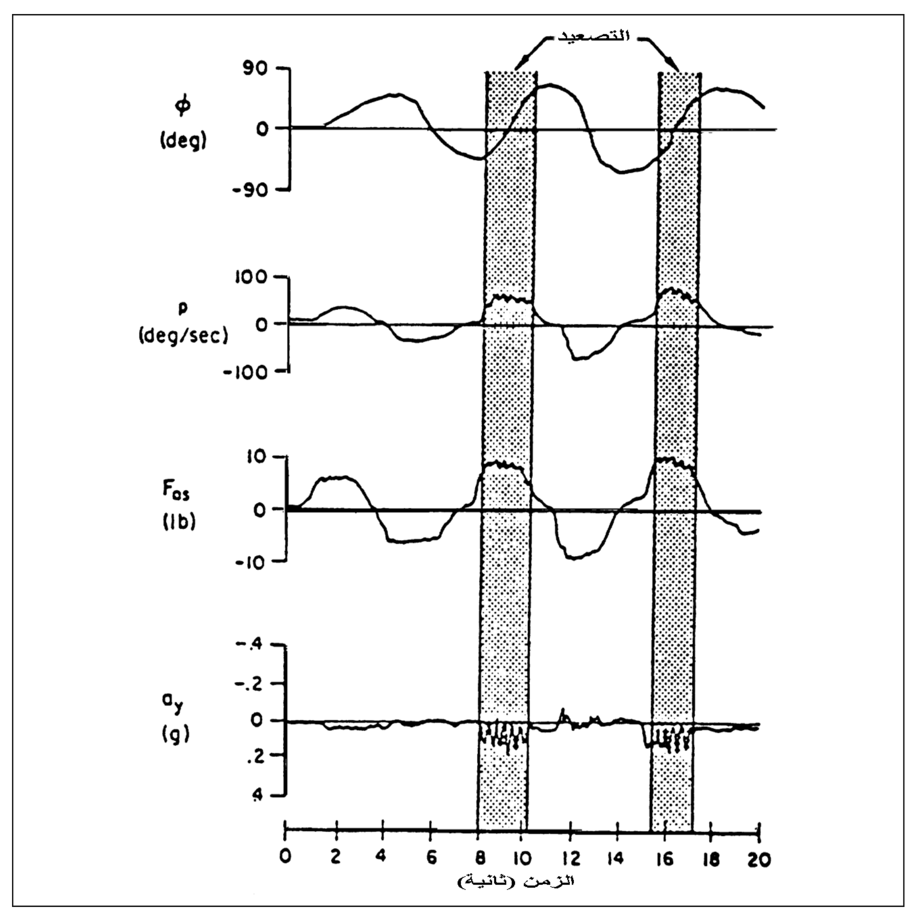
تشبه الدحرجة التصعيدية (roll - ratcheting) اهتزاز دفة الدحرجة (aileron) الذي يحدث في دفات دحرجة من نوع فرايز بأنف حاد (sharp-nosed Frise ailerons). ويحصل الاهتزاز محدد الدورة بحدود 3 دورات بالثانية، ما يجعل السيطرة على دفات الدحرجة أمراً صعباً. وقد ذكرت سجلات الطيران الشيء ذاته عدة مرات (مقارنة الشكل 20-4 بالشكل 5-6). على أية حال، يمكن أن تكون الظاهرتان بالكاد مختلفتين.

تظهر الدحرجة التصعيدية من التداخلات بين مختلف الآليات. من ضمنها تأثيرات عصب عضلة الذراع، وكتلة العصا والأطراف المفعلة لوزنها، وأرباح قوة الحس الجانبية للعصا، والمرشح الأولي لأمر الدحرجة. 2 إلى 3 دورات في الثانية، لا تكون القوى الإرادية للطيار متضمّنةً بعد، بحيث إنه ليس للدوران التصعيدي شكل من أشكال الاهتزازات المُحرضة من قبل الطيار، والمناقشة في الفصل الحادي والعشرين.

لقد بذل جهد جهيد للتعرف على مُوسِطات الدحرجة التصعيدية، باستخدام محاكي قاعدي ثابت (Johnston and McRuer, 1977). إلا إن التقدم المحرز في هذا البحث، الذي جلب بيانات اختبار الطيران من طائرة البحث متغيرة الاستقرار NT-33 بالإضافة للطائرة F-16، قد تم وصفها بتفصيل مدهش من ارفينغ أشكيناز (Irving L. Ashkenas) في مقالة مختصرة (عام 1988). وهناك ترابط مقنع يتضمن تدرج حساسية قوة العصا (stick sensing force gradient) (درجة بالثانية لسرعة الدحرجة لكل باوند من قوة العصا) وثابت زمن الدحرجة T_R، في الثانية. بالتالي، يوجد خط وحيد يقسم أنظمة الأوامر المُتزايدة للدوران إلى حالات تصعيدية وغير تصعيدية. على أي حال، يعتقد بأن هذا الترابط الخاص جُعل فقط من أجل عدم الحركة أو عصا من نوع القوة الجانبية، كالتي تم تركيبها على الطائرة F-16.

كان دور تأثيرات عصب عضلة الذراع كمكون أساسي من الدحرجة التصعيدية هو موضع تساؤل من قبل جيبسون (عام 1999)، فقد تبيّن في دراسات TU لديلفت

(Delft TU)، أن المقاربة البسيطة لحلقة كتلة التمثيل الجانبية قد وجدت لإنتاج الدحرجة التصعيدي، بحيث تعود المقالة الأخيرة من DVL، براونشفيغ (Kochler, 1999) إلى نموذج عصب العضلة مع بعض التنعيمات (refinement)، بإضافة ديناميك الورك والجذع إلى ذلك في الذراع. تحقق مقالة كوهلير ترابطاً جيداً مع حادثة الدحرجة التصعيدي للطائرة F-16XL. ويلاحظ جيبسون أن حادثة الدحرجة التصعيدي المدهشة المتضمنة للطائرة F-18 تم وصفها من قبل كلايد Klyde (عام 1995). كذلك هنالك تصعيد معتدل (mild ratchet) حَصَل على الطائرة جاكوار BAe (الطيران بالوصل السلكي)، وتمّت معالجته بإضافة مخمد العصا وبالتغيير إلى التردد العالي لديناميك التحكم.



الشكل 20 ــ 4 تسجيل الطيران للدحرجة التصعيدية (roll - ratching) **أثناء مناورات الدحرجة (من :** Mitchell and Hoh, *Journal of Guidance*, 1984).

مقاربة تصميمية حذرة لتجنب الدحرجة التصعيدي قد تكون في البداية اعتماد دالة قوة أشكيناز 1988/ معيار الثابت الزمني للدحرجة، مُستكملةً هذا مع تحليل استقرار مُفصل يُفسر تأثيرات كلٍّ من العصب العضلي وكتلة التمثيل.

20 ـ 10 الاستقرار فائق التزايد والمتزايد للطائرات غير المستقرة
Superaugmentation, or Augmentation for Unstable Airplanes

إن الهدف التصميمي من الاستقرار المُتزايد التقليدي، كما في الطائرة XB-47 والطائرة YB-49، هو لمجرد استعادة جودة طيران مقبولة مثل التخميد الجيد للحركة الهولندية أو الاهتزازات الغوصية (pitching oscillation) للطائرات التي لها مميزات فقيرة. وتعود الخسارة عادة إلى العمل في الارتفاعات العالية، أو عند السرعات المنخفضة للطائرات المصممة لتحقيق سرعات عالية.

مع نجاح الاستقرار المُتزايد التقليدي أصبح المصممون أكثر جرأة. وهم يعوضون الآن الفرصة لمكاسب أداء طيران مميز من خلال الطيران بهياكل غير مستقرة. من ناحية أخرى تجعل الأنظمة الفوق مُتزايدة الطائرات غير المستقرة بالتأصل تمتلك مميزات طيران مستقر مع الاحتفاظ بمكاسب الأداء. وتبدو مكاسب الأداء الأكبر ممكنة للطائرات غير المستقرة في الغوص (pitch) بالتأصل. وتبعاً لبيتر مانغولد (Peter Mangold)، فإن معامل الرفع الأعظمي يزداد بمقدار 25٪، وينخفض كبح الموازن (trim drag) بمقدار 20 ٪ باستخدام تصميم معدوم الذنب غير مستقر طولياً، كما هو مقارن بنظيره المستقر. وتنشأ هذه التحسينات الكبيرة من زوايا الحافة الخلفية السفلى (down - trailing -edge angles) المطلوبة لضبط موازنة جناح طيران غير مستقر، بزيادة تحدب الجناح. ويكون التحدب السالب (negative camber) مطلوباً لضبط موازنة جناح طيران مستقر. ويتوفر المزيد من المكاسب المتواضعة للطائرات المجهزة بذنب، حيث ضبط الموازنة السفلي لأحمال الذنب تعمل على أذرع العزم الأطول، من مركز ثقل الطائرة.

تبعاً لدوان ماك روير (Duance McRuer)، فإن مصممي الطائرة YB-49 أعطوا قدراً كبيراً من التحسب لطيران تلك الطائرة مع تحميل غير مستقر،

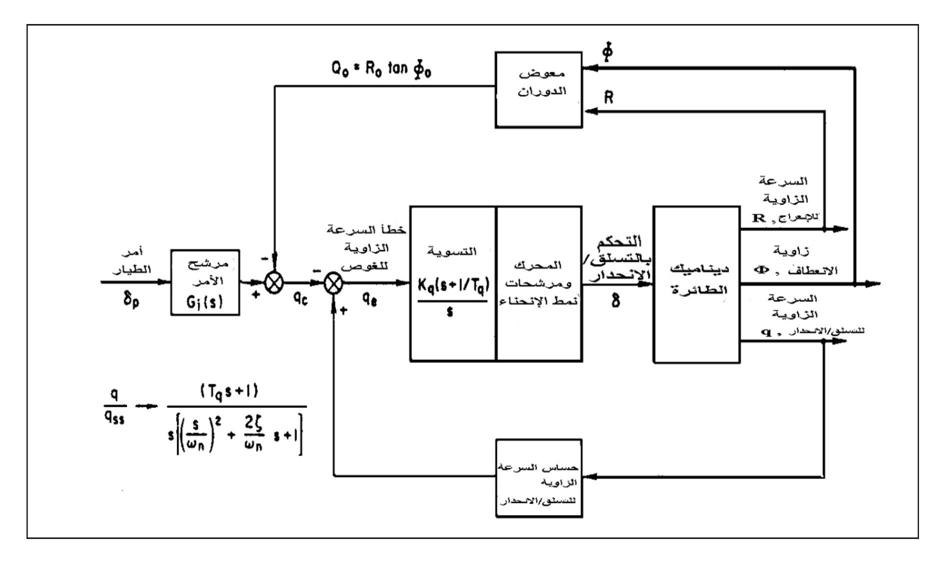
للاستفادة من مكاسب الأداء. من ناحية أخرى، يدعي فالديمار بروهاوس (Waldemar O. Breuhaus) بأن التطبيق الفعلي الأول للنظام فوق المُتزايد تم تنفيذه على طائرة التدريب AT-6، فقد حلّق الطيار الآلي لشركة الطيران سبيري طراز A-12 بالطائرة AT-6 بنجاح تام مع هامش سكوني سالب من 6.7 ٪ من وتر الجناح. وفي الممارسة الحالية، تم تصميم طائرة جينيرال داينامكس F-16 للطيران بهامش سكوني سالب قليلاً، واعتماداً على الحمولات المخزنة. ولتخفيض حمولات ضبط الذنب الأفقي أثناء التطواف، يتم ضخ الوقود في خلايا موجودة في الذنب الأفقي للطائرة ماك دونيل دوغلاس MD-11 والطائرة بوينغ 400-747.

هناك مساران عامان للنظام فوق المُتزايد. الأكثر وضوحاً هو في الزيادة الصنعية للرجوع إلى المستويات المستقرة لتلك المشتقات التي تميز الطائرات غير المستقرة طولياً. وهذه المشتقات هي M_α، M_q وM_u. وفيها تكون التغذيات الخلفية (feedbacks) للتحكم الطولي لزاوية الهجوم، والسرعة الزاوية للغوص، والسرعة الجوية، على التوالي، مطلوبة. ولكن، هناك مشاكل عملية مع التغذية الخلفية لإشارات زاوية الهجوم والسرعة في الربح العالي، حيث تبدو مركبات الاضطراب الجوي العمودية والأفقية كمدخلات ضجيج غير مرغوبة. ويمكن تعويض تأثيرات ضجيج الاضطراب الجوي جزئياً مع المرشحات التكميلية، التي تستبدل إشارات الاضطراب الجوي ذات التردد العالي بمكافأتها المشتقة عطالياً، والسرعة العطالية العمودية والأفقية. ولذلك، يتصرف هيكل الطائرة كمرشح لإشارات الاضطراب عالية التردد.

يعتمد الطريق البديل للنظام فوق المُتزايد على الإشارات التي أساسها عطالي، مثل السرعة الزاوية للغوص (pitching velocity)، ومشتق سلوك الغوص، والتسارع الناظمي. وتضفي الإشارات العطالية على نفسها صفة آليات الوفرةالحديثة. على سبيل المثال، خمسة أو ستة جيروسكوبات سرعة زاوية في انحرافات موجهة يمكن أن توفر القدرة التشغيلية وعطالة لجميع محاور الطائرة الثلاثة. يبين الشكل 20-5 التغذية الخلفية باستخدام السرعة الزاوية للغوص للنظام فوق المُتزايد، والمُكامل من أجل مشتق سلوك الغوص (McRuer, Johnston and Myers, 1985)، حيث تم القضاء على التباعد اللادوري الناتج من عدم الاستقرار الطولي السكوني كنظام ربح تمّت زيادته. كما ظهر نمط طولي

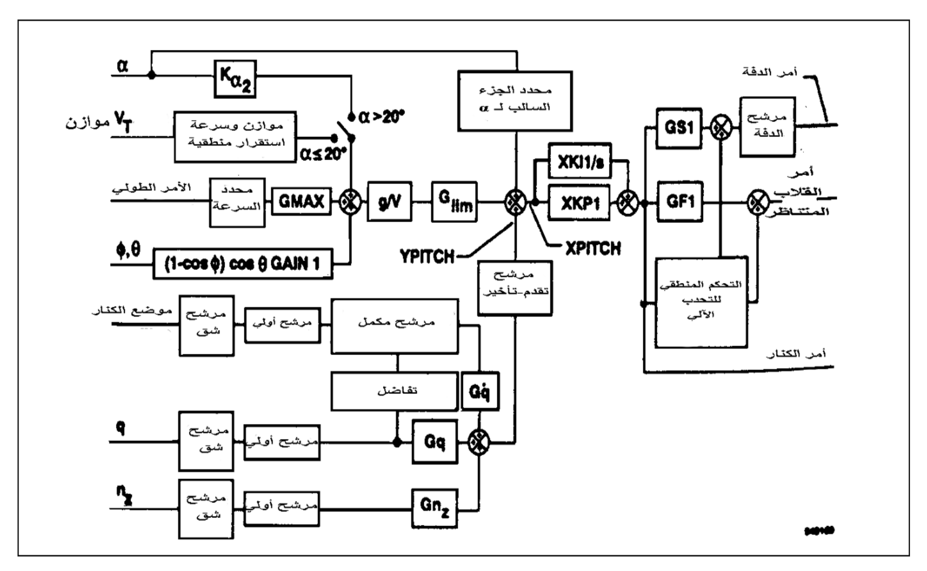
جديد للدور القصير مع تخامد وتردد عالٍ نسبياً، يجعل من الممكن التحكم بدقة بالسلوك، شريطة أن يتم إيلاء الاهتمام المناسب لاستجابة مسار الطيران (Cibson, 1995).

كذلك تم إنجاز هوامش استقرار كبيرة، مما يؤمن الصلادة مقابل تغيرات المُوسِطات. ويبيّن الشكل 20 ـ 6، نظام تحكم للطائرة X-29A، وهو حالة أخرى لنظام فوق مُتزايد بقاعدة عطالية.



الشكل 20 ـ 5 مثال على المخطط الصندوقي لنظام فوق مُتزايد بقاعدة عطالية في الطائرات غير المستقرة طولياً. المقام s في صندوق التسوية يكامل إشارة خطأ السرعة الزاوية للتسلق/ الانحدار q_e**، مُعطياً إشارة سلوك شبه تسلق/ انحدار** (pseudopitch). **(من:** Myers, McRuer, and Johnston, NASA CR 170419, 1984).

يمكن لسرعة أنظمة التحكم أو لموضع الإشباع (position saturation) أن تكون مميتة للطائرات بأنظمة فوق مُتزايدة. فبمجرد أن تعمل سطوح التحكم عند سرعات مشغل محددة أو ضد موقفات السطوح فإن التصميم يرتد ليعود إلى الحالة غير المُتزايدة، أو غير المستقرة. في الدراسات التصميمية، يجب على المرء أن يميز الأوامر أو مستويات الاضطراب التي يمكن أن تسبب تباعداً غير مقبول، عائداً إلى سرعة التحكم أو الموضع المُشبع.



الشكل 20 ـ 6 المخطط الصندوقي لنظام تحكم التسلق/ الارتفاع الفوق مُتزايد لطائرة البحث X-29A، صمم للتغلب على الهوامش السكونية غير المستقرة التي تصل إلى 35 ٪ من الوتر الوسطي للجناح. تم تركيب التسارع الزاوي للتسلق/ الانحدار مع موضع الكنار المرشَح. توفر التغذية الخلفية بالتسارع الناظمي قوة عصا لكل g. (من: Clarke, Burken, Bosworth, and Bauer, NASA TM 4598, 1994).

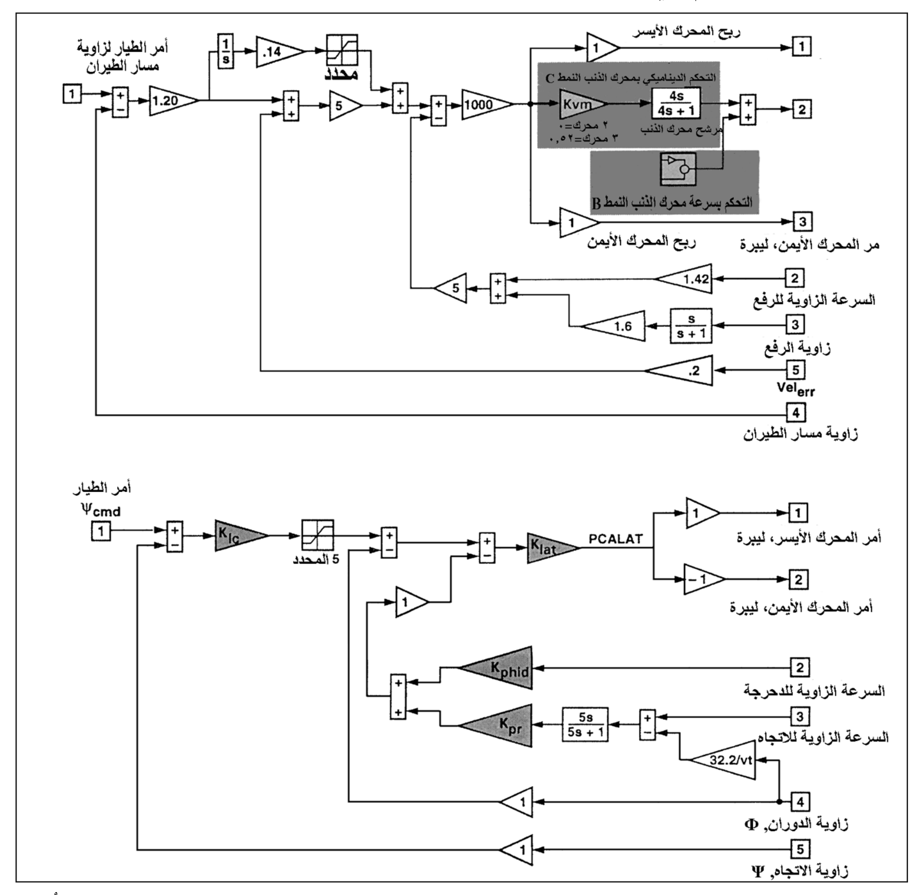
20 ـ 11 الطائرة المُقادة بالدسر(*) Propulsion -Controlled Aircraft

إن الطائرات متعددة المحركات التي تعتمد على التحكمات بالقدرة الهيدروليكية يمكن أن تُقاد أثناء الطوارئ من خلال التطبيقات التفاضلية للدفع (differential thrust). وهذا في حالة الطوارئ التي تكون فيه جميع سطوح التحكم إما ثابتة أو عائمة بحرية، لكنها لم تعد تحت سيطرة طاقم الطيران. وتدعو الناسا الطائرات المتحكم بها بالعملية التفاضلية للدفع بالطائرة المُقادة بالدفع، أو PCA.

في حين يمكن لتفاضل الدفع، من حيث المبدأ توفير عزوم تحكم كافية لقيادة طائرة إلى هبوط اضطراري آمن، إلا أنه يجب أن يكون واضحاً بأن تخلفات استجابة دفع المحرك لحركة عتلة الوقود (throttle) سيجعل من التحكم الناجح مهمة شبه مستحيلة. إن الطوارئ المذكورة في الفقرة 5 ـ 23، «قضايا الأمان في أنظمة التحكم بالوصل السلكي»، حيث جرى التحكم بالطائرة لوكهيد

(*) الداسر: الرفاس، أو المروحة. والدسر: الدفع بواسطة مروحة أو محرك نفاث.

L-1011 التي حشرت فيها دفة الرفع من خلال تفاضل الدفع ومهارة الطيار العالية، ولم تتضمن خسارة أو فقداً لعملية التحكم في الطيران. بينما حدثت نتيجة أخرى أقل نجاحاً لتحكم تفاضل الدفع مع الطائرة DC-10 التي فقدت كامل عملية التحكم في الطيران (Tucker, 1999).



الشكل 20 ـ 7 عرض قوانين التحكم الطولية (أعلى) والجانبية (أسفل) المستخدمة في الطائرة المُقادة بالدفع (PCA) باستخدام الطائرة النفاثة MD-11 (من: Burken and Burcham, 1997).

لقد قادت صعوبة التحكم بعتلة الوقود فقط في تحكم الطوارئ للطائرات التي تعاني وجود عطل في أنظمة التحكم الناسا إلى القيام ببرنامج بحث على الطائرة المُقادة بالدفع يؤدي إلى أنظمة عملية، فلقد كان المفهوم الرئيسي يتمثل باستخدام تقنيات الاستقرار المُتزايدة للتغلب على مشكلة تخلف الدفع، بدون الحاجة إلى مهارات طيار غير عادية، وتم اسناد البحث من قبل مدير مركز

بحوث طيران درايدن في الناسا آنذاك، إلى كينيث سزاليه (Kenneth J. Szalai)، وتم البدء فيه عام 1990 (Burken and Burcham, 1997).

لقد حُمِّل برنامج الناسا PCA أكثر من طاقته للبرهنة على أن غياب حركة سطح التحكم أو شروط خطأ تعويض كبيرة، فإن وجود ثلاثة محركات نفاثة، على متن الطائرة التجارية MD-11، يمكن إرجاعها إلى المطار والهبوط بها بدون مساعدة السطوح الإيروديناميكية. ولقد تم استخدام محرك الذنب في الاختبارات، بالرغم من أن نظام PCA قد صمم للطائرات مع محركين على الجناح. وتم تعديل محركات الطائرة MD-11 لعملية PCA مع صلاحية كاملة للتحكمات الرقمية وإعدادات تعطل خاصة لتجنب التخلف الزمني الكبير في الاستجابة لتغير أوامر الدفع. تم إيضاح قوانين التحكم الطولية والجانبية لـ PCA في الشكل 20 ـ 7. لقد كان جهد الناسا في PCA خيار حيوي، مع تكاليف معتدلة للكيانين اللين والجامد(hardware and software costs)، لمصممي طائرات النقل للسعي من أجل السلامة.

20 ـ 12 وصول الاستقرار الرقمي المُتزايد (The Advent of Digital Stability Augmentation)

إن أنظمة تحكم الطيران للطائرة الرقمية بالوصل السلكي، التي تجعل الاستقرار الرقمي المُتزايد ممكناً، تعود إلى السبعينيات. كانت الأولوية صعبة التحديد، حيث إن العديد من المنظمات والشركات كانت تؤدي هذا العمل في نفس الوقت. والتطبيق المبكر الأول كان في مركز بحوث طيران درايدن في الناسا، باستخدام حلقات الطيران الرقمي مع برنامج أبولو. ومع أنه كان مبالغ فيه كتصميم، إلا أنه جعل ممكناً العرض المبكر لإمكانيات الطائرة الرقمية المُتزايدة.

لقد استخدم ذلك البرنامج في الطائرة فوت F-8C (Jarvis, 1975). وكانت الخطوة الأولى أن تطير أنظمة تحكم الطيران الرقمية بقناة واحدة على الطائرة F-8C، مع إسناد قيادات تماثلية احتياطية في حالة العطل. وكانت الخطوة التالية خطوة كبيرة من وجهة نظر تعقيد النظام: كتطوير نظام رقمي ثلاثي (triplex)، وباستخدام إدارة الوفرة أو التكرار (redundancy management) ومفاهيم ناقل البيانات (data bus concept). وكان الاستعمال الروتيني اللاحق في الطائرات الحديثة للوفرة، وحالة العطل ـ وجاهزية العمل لتحكم الطيران الرقمي، والاستقرار المُتزايد هو على الأقل (جزئياً) نتيجة هذا الجهد المبكر للناسا.

وثمة تطبيق مبكر آخر كان للوفرة هو المضاعف رباعياً لنظام الوصل السلكي الرقمي الذي استخدم في الطائرة جاكوار BAe FBW، فلقد شرع تصميمه في أواخر السبعينيات، وطار بين عام 1981 وعام 1984 في تكوينات مرتبة من الطبيعية إلى غير المستقرة بشكل كبير. وأدت تقنية الطائرة جاكوار BAe FBW إلى (برنامج الطائرة التجريبية) (EAP : Experimental Aircraft programme) وفي النهاية إلى المقاتلة الأوروبية (Eurofighter).

20 ـ 13 المشاكل العملية مع الأنظمة الرقمية Practical Problems with Digital Systems

عندما ظهرت أنظمة الاستقرار المُتزايد الرقمية للمرة الأولى، كانت أكثر صفاتها الجاذبة، مقارنة بالأنظمة التماثلية، قدرتها على تغير أرباح النظام (system gains)، وتشكيل الشبكات وحتى تحسين العمارة بتغييرات برمجية بدل تغيير المكونات (hardware) المستهلكة للوقت. وهذا أمر جذاب، بشكل خاص في نموذج برنامج اختبار الطيران، كما يمكن تخيله. وعلى أية حال، فإن العائق لهذه القابلية هو أن سهولة إجراء تغييرات من خلال التعديلات على البرمجيات تشجع على الاختصار ومحاولة المقاربة لتحديد المشاكل.

تسهل حرية التصميم ذاتها التي تنفذ من أجل تغييرات سهلة في نظام استقرار رقمي مُتزايد تحميل التصميم بجداول ربح معقدة كثيراً وتغذيات متقاطعة. وفي برنامج سري حديث، تكون جميع أرباح النظام عملياً توابع معقدة للارتفاع، ولرقم ماخ، ولزاوية الهجوم، ولمركز الثقل، ولمُوسِطات (parameters) مُقاسة أخرى، بدون برهان حقيقي بأن هذا التعقيد يكون ضرورياً. ونتيجة واحدة لجداول الربح المعقدة هو القدر الهائل من الوقت اللازم للاختبار ومحاكاة الطيران.

من جهة المكونات والدارات، يمكن للمرء أن يواجه أنظمة تحكم رقمي تشمل عدة أنظمة لأخذ عيّنات، تعمل بسرعات مختلفة وليست متزامنة. وهذه هي حالة نظام تحكم الطيران الرقمي على الطائرة غرومان X-29A. ومرة ثانية، يتوجب توفير برنامج محاكاة حذر ومنصّة اختبار للتأكد بأن لا مشاكل تظهر عن هذا. وعموماً هناك حاجة إلى مرشحات تنعيم على مدخلات المبدلات التماثلية إلى رقمية (analog to digital, converters)، لإزالة ترددات الدخل التي تكون من مضاعفات تردد العيّنات الرقمي.

20 ـ 14 نطاق الزمن والأمثلية التربيعية الخطية Time Domain and Linear Quadratic Optimization

يطلق على تركيب نظام التحكم في نطاق الزمن بدلاً من نطاق التردد، غالباً بنظرية التحكم الحديث. ويكون تصميم نظام التحكم الأمثلي متضمناً عموماً. إن المرء يفكر عادة بنظرية التحكم الحديث بالارتباط مع التحكم الآلي الكامل، وهذا الأمر مطبق أيضاً في تصميم أنظمة الاستقرار المُتزايدة.

تم استخدام طرق الأمثلية التربيعية الخطية (linear quadratic optimization) (LQ) في عدد من تصاميم أنظمة الاستقرار المُتزايدة. وأصول هذه الطرق تعود إلى كالمان (R. E. Kalman). يتم اختيار معادلات جسم الطائرة ونظام التحكم في شكل مصفوفة الحالة التي تمّت مناقشتها في الفصل السابق. إن نظام التحكم الأمثلي هو عبارة عن قانون تغذية خلفية خطي يخفض إلى الحد الأدنى تكامل تابع الكلفة J بالشكل الآتي:

حيث إن x هو متجه الحالة للنظام (system state vector)، δ هو متجه التحكم، وQ وR هي مصفوفات التوزين (weighing matrix) التي تعبّر عن أفكار المصمم حول ماذا يُشكل السلوك المثالي لهذه الحالة. ويأخذ قانون التحكم المثالي (optimal control law) شكل المجموعة الخطية لأرباح التغذية الخلفية $\delta = Cx$، حيث C هي مصفوفة ثوابت الربح. ويتم حساب مصفوفة ثوابت الربح C من خلال معادلة مصفوفية تدعى معادلة ريكاتي (Riccati).

تكون مقاربة التربيعات الخطية (LQ) إلى تصميم نظام التحكم جذابة لكونها طريقة منظمة لإيجاد أرباح التغذية الخلفية. وتنتج هذه الطريقة مجموعة أمثلية من التغذيات الخلفية، لكن فقط من أجل خيار اعتباطي لقيم مصفوفات التوزين. ويمكن للمرء أن يحتج فيما إذا تم اختيار قيم مصفوفات التوزين بشكل سيىء، فسيكون النظام الناتج بعيداً عن الأمثلية. وفي الحقيقة، يحق للمصممين المستخدمين للطرق التربيعية الخطية اللعب بقيم مصفوفات التوزين، حتى يظهر نظام أكثر جدوى. وهذا يضع طريقة التصميم الأمثلي على قدم وساق مع الطرق العادية «قص وجرّب» (Cut and try).

إن المشكلة هي في تحديد قيم مصفوفات التوزين وحدها، حيث كان هناك بدائل عديدة للمقاربة التربيعية الخطية لتصميم نظام التحكم، وبأي عدد

من التطبيقات، في الأدبيات وفي الممارسة. إن التطبيق المثالي هو في تصميم نظام قيادة مُتزايد للحركة الجانبية ـ الاتجاهية (Atzhorn and Stengel, 1984). يتضمن تابع المعيار معدل سرعة نظام التحكم كوسيلة للحد من الترددات العالية أو حركات التحكم السريعة. وإن الإزاحة وسرعة الإشباع هي عناصر لاخطية هامة لا يمكن معالجتها بالمقاربة التربيعية الخطية، إلا عن طريق استخدام التوابع الوصفية (Hanson and Stengel, 1984). وتتضمن التصاميم التربيعية الخطية الأخرى للاستقرار المُتزايد التي يمكن أن توجد في الأدبيات تحكمات المغادرة ـ المقاومة، وتحكمات الغوص فوق المُتزايدة (الطائرة غير المستقرة)، وحلقات التحكم المتعددة المُتزايدة دحرجة ـ انعراج.

تبعاً لروبيرت كلارك (Robert Clarke) ومشاركيه في مركز بحوث الطيران، درايدن، في الناسا، فإن قيادات طيران طائرة البحث غرومان X-29A قد تم وضعها في الأساس باستخدام تقنية نموذج المتابعة الأمثل (optimal - following technique). ويستخدم كمبيوتر، ومشغل، مبسط، ونماذج حساسات في التحليل الأصلي، تؤدي في النهاية إلى تصميم غير محافظ. وعليه، يتم اختيار مقاربة تقليدية، مع تخلفات يتم إدخالها بواسطة الدارات الفعلية المُعَوضة عن طريق إضافة مرشحات (Lead - lag filters) (Clarke, Burken, Bosworth, and Bauer, 1994).

يُضيف تصميم تربيعي خطي هام آخر للاستقرار المُتزايد، مُعوض تغذية أمامية للحدود اللاخطية التي لا يمكن إدخالها في التصميم الخطي. هذا هو نظام الاستقرار المُتزايد لطائرة البحث أوكويل الفضائية Rockwell/Deutsch Aerospace X-31، حيث أضيف مُعوض التغذية الأمامية من أجل التأثيرات العطالية والجيروسكوبية اللاخطية المترابطة للمحرك (Beh and Hofinger, 1994).

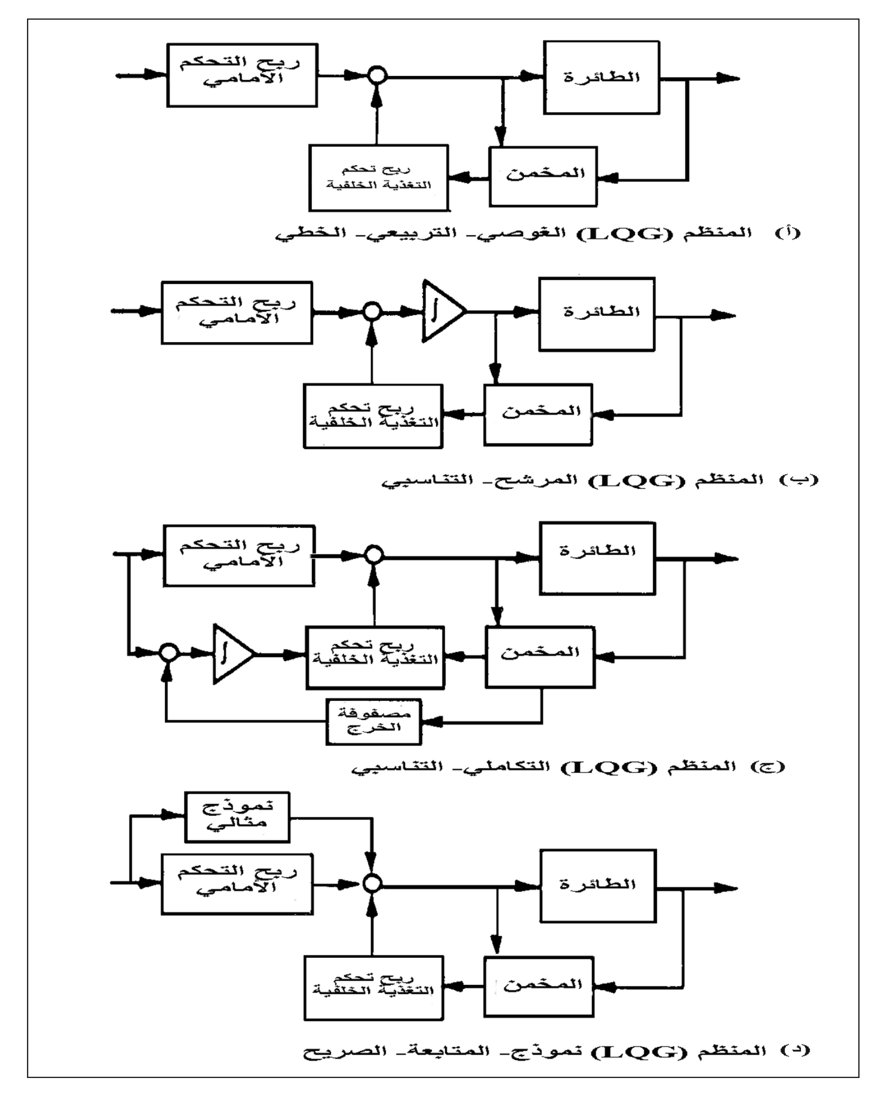
20 ـ 15 أنظمة التحكم الغاوسية التربيعية الخطية Linear Quadratic Gaussian Controllers

تضيف أنظمة تحكم غاوس التربيعية الخطية (LQG) إلى التصميمات التربيعية الخطية (LQ) الاضطرابات العشوائية وأخطاء القياس. ولقد تمّت مناقشة تصميم (LQG) مطولاً في ورقة علمية نشرت عام 1986، وفي مقالة للأستاذ روبيرت ستينجيل (Robert F. Stengel) نشرت في IEEE عام 1993. الشكل

المتخذ لنظام التحكم الأمثلي (LQG) في الزمن المتقطع هو:

$$u_k = C_{F} y_k^* - C_{B} x_k^*$$

حيث إن yk^* هي القيمة المرغوبة لمتجه الخرج وx_k هو متجه الحالة لمرشح كالمان المتنبأ به.



الشكل 20 ــ 8 أشكال نظام التحكم المختلفة التي يمكن أن تمثل مع طرق المنظم (LQG) التربيعي الخطي المُنظم. (من: Stengel, IEEE Trans. on Systems, Man, and Cybernetics, © 1993 IEEE).

إن مقاربة التصميم (LQG) مرنة جداً، نظراً إلى وجود عدد من المُوسِطات التي يمكن اختيارها اعتباطياً. وفي الحالات المتطرفة، يمكن أن يُنتج تصميم بخرج وحيد ودخل وحيد بكمية غير اتجاهية. ويمكن تمثيل القياس والتحكم المتكرر إذا كان حجم المتجه والقياس والتحكم يتجاوز ذلك في متجه الحالة. أيضاً، يمكن أن ينتج التعويض التكاملي وبُنى نموذج المتابعة الصريحة (الشكل 20 ـ 8).

إن تصاميم (LQG) هي من بين التصاميم الأكثر تطوراً لتكون قيد استخدام مهندسي الاستقرار المُتزايد، كما هو مكتوب في الورقة العلمية أعلاه. حتى أن مفاهيم التحكم الأكثر تقدماً تواصل الصدور من الجامعات ومراكز البحث الأخرى. وتوفر نفس مقالة ستينجيل عام 1993 المذكورة أعلاه مسحاً جيداً لمفاهيم التحكم المتقدم، المتضمن للأنظمة الخبيرة، والشبكات العصبونية، والتحكمات اللاخطية خصوصاً.

20 ـ 16 التطبيقات الفاشلة في التحكم الأمثلي Failed Application of Optimal Control

إن فشل طرق التحكم الأمثلي لإنتاج نظام تحكم طيران مقبول للطائرة غرومان X-29A تم ذكره في البند 14. وليس هذا الفشل بأي حال من الأحوال مجرد حدث معزول، بل يمكن العثور على حالات مماثلة إضافية كانت فيها طرق التحكم الأمثل تفشل في أيدي أكثر المهندسين خبرة في إنتاج أنظمة تحكم طيران مقنعة وآمنة. فما الذي يسبّب الخطأ؟ يناقش العديد من الخبراء الذين شهدوا حالات الفشل هذه المشكلة، ومنهم:

فيليب تشاندلير وديفيد بوتس (Phillips R. Chandler and David W. Potts) (1983)، خبير سلاح الجو لديناميك الطيران في أميركا «إن عناصر تعويض عرض المجال اللانهائي الثابت التي تكون مطلوبة [LQR] لانتهاك قلب مشكلة التغذية الخلفية ذاتها... LQR ذلك هو الحل الرياضي لمشكلة غير هندسية... SVT (نظرية القيمة الخاصة) [Doyle, 1979] وهي طريقة بسيطة جداً للتعامل مع حالة عدم اليقين في إجرائية LQR أو LQG. وتجعل الفرضيات التي أصبحت غير صالحة لتحكم الطيران... LQR . مع جميع تشعباتها والتحسينات غير الملائمة تماماً لمشكلة آليات تحكم الطيران».

جون جيبسون (2000)، فيما مضى مع (English/Electric/British

(Aerospace «أخبرني [روبيرت] وودكوك أنه كان هناك العديد من مشاريع الطيران والصواريخ في مأزق خطير بسبب استخدام مثل هذه الطرق [LQG]. . . بينما طرق الأمثلية تجري بتحسين مستمر، وهم لا يستطيعون إلى حدّ الآن (ربما مطلقاً) ضمان تصميم [نظام تحكم الطيران] FCS آمن ومقنع بدون التوجيه الصارم والإدراك الفيزيائي المفصل للتحكم التجريبي وجودة تعامل المهندسين. وهذا صحيح بالنسبة إلى أنواع الطائرات المطلوبة والمتقدمة للغاية. كل مسار إشارة يجب أن يكون واضحاً للعيان ومتعلقاً بسهولة بالمميزات الإيروديناميكية أو العطالية المحددة لجسم الطائرة. لذا في الطائرة البسيطة بدون تعقيد، ليس هناك أي ميزة على الطرق الهندسية المباشرة على أي حال.

ميتشيل كوك (Michael V. Cook) (1999 ـ 2000)، أستاذ محاضر، جامعة غرانفيلد «هناك ثروة هائلة من المواد المنشورة التي تصف تطبيق ما يدعى «طرق التحكم الحديثة» وصولاً إلى تصميم أنظمة تحكم الطيران للطائرات غير المأهولة (بدون طيار). ومن الواضح أيضاً، مع استثناء عدد قليل جداً من التطبيقات الأخيرة، أن هناك نقصاً واضحاً من الحماس من جانب مصنّعي هياكل الطائرات لتبنّي تقنية التصميم هذه، خصوصاً تصميم أنظمة الاستقرار والتحكم المُتزايدة للطائرات المأهولة. ومع توفر الخلفية الصناعية أنا أدرك جيداً، وللعديد من الأسباب، لماذا لم يؤخذ على محمل الجد التحكم الحديث، من قبل الشركات المصنعة ـ والأكاديميين المختصين الذين لا يشاركوني وجهة نظري، وربما في كثير من الحالات لا يفهمونها حتى! . . . وأنا أعلم بأن وجهات نظري يتقاسمها اختصاصي التحكم في القطاع الخاص، وهم ليسوا على وفاق تام مع أخصائيي التحكم الأكاديميين في المملكة المتحدة. وأنا أعلم أيضاً أن وجهة نظر شركة بوينغ مماثلة لوجهات نظر هؤلاء، وقد رأيت بعض الأطروحات السيئة المروعة في تصميم نظام التحكم (ليس من جامعة غرانفيلد).

ستيفن أوسدار (Steven Osder) (2000)، شركاء أوسدار، أريزونا «نحن [أوسدار ودونستان غراهام] كنا نأسف لسخافة المقالات [على نظرية الصلادة](*) التي كانت تملأ الصحف، وكنا نُسلّي بعضنا البعض في الاستشهاد بأمثلة منها، وما هي إلا خروج عن العقل والمنطق. . . وفي [بوينغ] شركة

(*) نظرية الصلادة: Robustness Theory.

الحوامات، أخذنا هذه التصاميم [تحكم الطيران الصلد] واختبرناها ضد أكثر النماذج [اللاخطية] اكتمالاً للطائرة [أباتش]».

وفي كل حالة، كانت تصاميم تحكم الطيران الصلدة هذه تسقط دائماً من السماء. وفي حالة واحدة [استخدمت فيها مهمة البنية الخاصة]، وحتى عند الاختبار ضد النموذج الخطي، لكن فقط مع تغير وحيد بمقدار 10 ٪ في عبارة مصفوفة [التحكم] B، فإن محاكاتنا الناتجة تنتهي في تحطم (crash).

دوان ماك روير (Duane T. Mc Ruer) (2001)، رئيس مجلس، الأنظمة التقنية، المتحدة. «لقد صرفنا في شركة STI وقتاً كبيراً جداً وجهداً في البحث عن السبل التي تجعل من التحكم الأمثلي عملياً ـ ونشر ما لا يقل عن 20 تقريراً رئيسياً وأوراقاً بحثية بالتعاون مع متخصصين ممتازين (أمثال، ديك وايتبيك (Dick Whitbeck)، وغريك هوفمان (Greg Hofmann)، وبوب ستابليفورد (Bob Stapleford)، وبيتر تومسون (Peter Thompson)، وآخرون). ولقد انصب اهتمامنا على إيجاد مؤشرات الأداء، والمخططات الخاصة، وما إلى ذلك، لتوفير حلول التحكم الأمثل التي تنسجم مع التصميم العملي الجيد. .. ولم نكن قط سعيدين بنتائج تصميم الاستقرار المُتزايد».

في ضوء التعليقات الآنفة الذكر، وهي حالة التصميم (Ward, 1996) الذي كان فيه تصميم LQG لنظام استقرار الغوص (pitch) المتزايد يُستخدم فقط كدليل لمقاربة أكثر تقليدية، تقترح استعمالاً معقولاً لتقنيات التحكم الأمثل. وإن مفهوم استخدام تركيب التحكم الأمثلي LQR كدليل أو بالاشتراك مع الطرق التقليدية قد تم تطويرها أيضاً من قبل بليت (1996). وعلّق بليت أيضاً أن طرق LQR يجب أن تستعمل فقط على «مشاكل التحكم التي تتطلب في الواقع طرقاً حديثة متعددة المتغيرات لحلها». على سبيل المثال، يوصي بليت بجدولة ربح عادية بدلاً من محاولة تصميم قانون تحكم خطي صلد وحيد لجميع شروط الطيران.

20 ـ 17 أنظمة التحكم الصلدة، والأنظمة المتكيفة Robust Controllers, Adaptive Systems

لقد تم تصميم أنظمة تحكم الطيران الصلدة خصيصاً لأداء جيد بمواجهة هيكل الطائرة، ومحركات مشكوك فيها وحتى معطلة. ومقاربة نظام تحكم طيران صلد مبكر كانت نظام التحكم التكيفي (adaptive contral system)، وهو هدف

بحث خاص لشركة هونيويل(Honeywell corporation)، كان ذلك في الأيام التي سبقت الكمبيوترات الرقمية المحمولة. وكان الهدف المتواضع تحديد التردد الطبيعي لغوص الطائرة عن طريق الحقن الدوري لنبضات اختبار صغيرة لتحكم دفة الرفع. تعكس اختلافات التردد الطبيعي لزاوية السلق/ الانحدار والتغيرات في كلٍّ من توضع مركز الثقل والضغط الديناميكي، أو السرعة الجوية المُعايرة (Calibrated). وتم تخفيض ربح نظام التحكم عند أعلى ترددات تسلق/ انحدار طبيعية للحفاظ على استقرار النظام.

تستخدم التطبيقات الحديثة للتحكم التكيفي مُوسِط التعرف (identification parameter)، على الرغم من أن إشارات الاختبار ما زالت مطلوبة للحفاظ على حلقة مُوسِط التعرف (parameter identification loop) من الذهاب إلى عدم الاستقرار. في ورشة عمل الناسا عام 1982 وحول إعادة بناء التحكمات، تم الإبلاغ عن نتائج جيدة إلى حدٍّ معقول في مخططين تكيفيين (Cunningham, 1983). وتم التعرف بما فيه الكفاية على فعالية الذنب الأفقي M_δ على الطائرة فوت F-8 في سياق جدولة ربح الطيار الآلي من خلال مغلف الطيران. أيضاً، تم التعرف على أنمطة الرفرفة لنموذج جناح مع مخازن العتاد الملحقة به في النفق الهوائي بطرق احتمال الحدّ الأعظمي.

لقد جلبت ورشة العمل للناسا نقداً نظرياً لجميع الأنظمة التكيفية من قبل أستاذ MIT ميتشيل أثانس (Michael Athans). كما ورد في كلمته:

> **أكثر من ألفي مقالة تمّت كتابتها [على التحكم التكيفي] ولّدت الكثير من الإثارة. ولعلكم رأيتم كيف كانت تعطى دورات للصناعة حول كيف نجعل التحكم التكيفي عملياً. ولدينا رسالة الدكتوراه الأخيرة من MIT [Rohrs, 1982] المنتهية في تشرين الثاني 1982 التي أشرف عليها الدكتور فالفاني (Valvani) وأنا، والتي أثبتت من خلال مجموعة من التقنيات التحليلية ونتائج المحاكاة أن جميع خوارزميات التحكم التكيفي الحالية ليست نافعة.**
> **قد يبدو بأن الخوارزمية ممتازة إذا كنت تتبع الافتراضات التي بنيت عليها النظرية، ولكن مع وجود بعض إضطرابات الخرج الدائمة وديناميكيات التردد العالي غير المُنمذجة تُصبح جميع خوارزميات التحكم التكيفي المعتبرة غير مستقرة باحتمال أكيد.**

بصرف النظر عن التعامل مع مركز الثقل وتغيرات شروط الطيران، فإن

صلادة أنظمة التحكم موجودة حالياً في الأنظمة المُتزايدة التي تتضمن الاختبار الذاتي للكمبيوترات الرقمية الموفورة (abundant) المتكررة. كما تم إظهار الصلادة ضد حالات أعطال المنظومات بوجود الحساسات العطالية المتكررة (redundant inertial systems) في التوضعات المنحرفة (skewed orientations). وبالتالي فإن عطل حساس أو حساسين لا يؤثر في عمل المنظومة أبداً. وفي الماضي، أدى عطل مقياس السرعة الوحيد بسبب التجمد إلى خسارة الطائرة جينيرال داياميكس B-58 هاستلر (Hustler) وطائرة البحث الأمريكية/الألمانية X-31A، فقد فسرت معاملات الربح المتغير للطيار الآلي قراءات المقياس المتجمد كسرعة طيران منخفضة، تتطلب أرباحاً أعلى (المعلومة من الدكتور بيتر هاميل Hamel).

إن الصلادة ضد أعطال المحرك، وخصوصاً الأعطال التي تنتج من سطوح التحكم التي تتصلب نتيجة توقف العداد أو الجهاز، هي مسألة أخرى. والمثال المثير على ذلك كان لطيار شركة خطوط الطيران دلتا ماك ماهان (Mc Mahan) الذي أنقذ الطائرة لوكهيد 1011 عند توقف دفة رفع وانحشارها إلى أعلى، كما تم ذكره في الفصل الخامس، «إدارة قوى التحكم». إن تصاميم النظام من أجل إعادة تكوين (reconfiguring) أنظمة التحكم للتعامل آلياً مع حالات الأعطال الرئيسية مازالت في المراحل المبكرة.

وفيما نحن ننتظر تطوير الأنظمة التي تكون صلدة بمواجهة تصلب أو عطل المشغل (actuator)، يقترح توماس كونيننغام مساعدتين مباشرتين للطيار البشري، هما: أن يتم قياس كل توضع فردي لسطح التحكم ويتم إظهاره في قُمرة القيادة. فلم يكن النقيب ماك ماهان يعلم أن دفة رفع الطائرة لوكهيد 1011 كانت معاندة لانحشارها وتوقفها عن العمل. أيضاً يجب على أنظمة تحكم المحرك (engine controllers) أن تكون مصممة بعرض مجال ترددي عالٍ لفرض تحكم الدفع التفاضلي في الطائرة المشلولة.

20 ـ 18 أنظمة التحكم الصلدة، وتحليل القيمة الخاصة Robust Controllers, Singular Value Analysis

لقد أخذ تحليل أنظمة التحكم الصلدة مساراً مختلفاً عن التحكمات التكيفية نتيجه عمل دويل (J. C. Doyle) وفريقه، بدءاً من عام 1980. وكان مفتاح المقاربة

الجديدة هو تعميم نظام الربح باستخدام القيم الخاصة لمصفوفة. إن مصفوفة القيم الخاصة هي تعبير آخر لمصفوفة المعيار، وتُعرف على أنها الجذر التربيعي لمجموع مربعات القيم المطلقة لكل عنصر. ومصفوفة المعيار هي أثر A^*Z، حيث A هي المصفوفة المفترضة وZ^* هي المصفوفة الهرمتية المرافقة لـ A (Hermitian conjugate of A) أو منقول (transpose) المصفوفة إذا كانت A حقيقية.

وفقاً لمقاربة القيمة الخاصة، يتم ضمان صلادة أنظمة التحكم ضد الشك في الخصائص الإيروديناميكية والميكانيكية إذا كان مطال الشك المتوقع الأعظمي أقل من ربح النظام الأدنى عند جميع الترددات.

وهنالك تطبيق بسيط وهام على حدٍّ سواء لتحليل القيمة الخاصة هي هوامش استقرار النظام، دون اعتبار لمقدار الشك. ويتم ضمان هوامش الاستقرار إذا كان الحد الأدنى من القيم الخاصة لمصفوفة الحلقة المغلقة للنظام موجبة (Mukhopadhyay and Newsom, 1984). وتساوي مصفوفة الحلقة المغلقة G + 1 وهي تعميم مصفوفة مقام تابع تحويل الدارة المغلقة لنظام وحيد الدخل ووحيد الخرج. وبهذا تم تنفيذ تطبيق هامش الاستقرار لتحليل القيمة الخاصة على طائرة البحث X-29A (Clarke [et al.], 1994).

20 ـ 19 التحكمات غير المقترنة أو المترابطة Decoupled Controls

يجب التفكير مجدداً في الاستقرار المُتزايد للطائرة عندما يختار المصممون إضافة سطوح تحكم لتحقيق قوة جانبية وعمودية بشكل مباشر. على سبيل المثال، في حالة تحكم رفع مباشر عبر قلاب جناح سريع العمل، يمكن أن يتم التحكم بزاوية الرفع بشكل مستقل عن زاوية مسار طيران الطائرة، والعكس بالعكس. إن فائدة مثل هذا التحكم غير المقترن أو المترابط تكون من أجل تطبيق الملاحقة، والمناورات الدفاعية، ومن أجل تقاربات الهبوط، المُراجعة من قبل ديفيد موورهاوس (David J. Moorhouse) (عام 1993).

20 ـ 20 تعديل الدفع المتكامل وتوجيه شعاعه Integrated Thrust Modulation and Vectoring

يمكن مكاملة نظام دفع الطائرة مع نظام الاستقرار المُتزايد الذي يستخدم سطوح التحكم الإيروديناميكية، بحيث يعمل النظام الكامل طالما بقيت الطائرة

تحت سيطرة الطيار البشري، وتثمينه كنظام استقرار مُتزايد بدلاً من كونه نظام تحكم طيران آلي.

للمقارنة، راجع التغطية السابقة لأنظمة الدفع في هذا الكتاب والمتضمنة:

الفصل الرابع تأثيرات، التكوينات الثابتة أو التقليدية، المراوح، المحرك النفاث، وأنظمة الدفع الصاروخية على الاستقرار والتحكم؛

الفصل العاشر، البند 8 التحكم بشعاع الدفع لزيادة السطح الأيروديناميكي في المناورات العالية جداً؛

الفصل الحادي عشر، البندان 14 و15 تأثيرات الدفع (propulsion effects) على أنمطة الحركة وعند السرعات فوق الصوتية المفرطة؛

الفصل الثاني عشر، البند 1 أنظمة تعويض القدرة في تقارب الهبوط على حاملة طائرات، من أجل التقاربات بزاوية هجوم ثابتة؛

الفصل العشرون، البند 11 الطائرات المُقادة بالدسر (propulsion - controlled)، صُمِّمت لتكون قادرة على العودة والهبوط بعد العطل الكامل لأنظمة التحكم الطبيعية (منفذة إيروديناميكياً).

وفقاً لعدد المحركات تحت السيطرة، يمكن لأنظمة تعديل الدفع وتوجيه شعاعه تغذية عزوم الاتجاه، والغوص (pitching)، والدحرجة بالإضافة إلى القوى المعدلة المباشرة على طول المحاور الثلاثة. وهكذا، فإن تعديل الدفع وتوجيه شعاعه المتكامل في نظام الاستقرار المُتزايد يمكن أن يُزيد أو يستبدل عزوم الانعراج، والغوص والدحرجة الإيروديناميكية الموفرة بسطوح التحكم الإيروديناميكية. يكون الموقف مشابهاً في طائرة مثل المكوك الفضائي المداري، الذي يحمل كلاً من التحكمات الإيروديناميكية وصواريخ الدفع. وعلى أية حال، وضمن سياق الاستقرار المُتزايد، سيتم اعتبار تعديل الدفع وتوجيه شعاعه بشكل طبيعي عند السرعات البطيئة للتقارب والهبوط.

بينما، ومن حيث المبدأ، يمكن لتعديل الدفع وتوجيه شعاعه أن يأخذ مكان سطوح التحكم الإيروديناميكية عند السرعات البطيئة حيث تنخفض فعالية السطوح الإيروديناميكية، فمن المعقول السؤال فيما إذا كانت أنظمة الدفع والاستقرار المُتزايد تستوفي جودة الطيران المطلوبة. وتم في برنامج محاكاة ديرا

DERA، في بيدفورد (Steer, 2000)، تقييم التحكم بشعاع الدفع المتكامل عند السرعات المنخفضة على تصميم الخط الأساسي لطائرة الركاب الأسرع من الصوت التجارية الأوروبية ESCT. وكانت جميع منافث (nozzles) المحركات النفاثة الأربعة المركبة على الأجنحة قادرة على إعطاء انحراف مستقل في كلٍّ من الرفع والانعراج موفرة عزوم انعراج، وتسلق/انحدار، ودحرجة إضافية. وتم نمذجة انحرافات المحركات (nozzle deflections) كتوابع تأخير من الدرجة الأولى. كما تم برمجة بُنى أوامر التحكم التقليدي لمعدل السرعة الزاوية للتسلق/ الانحدار ووضعها، ومعدل السرعة الزاوية لشعاع الدحرجة وزاوية الانزلاق.

كان التحكم بالرفع من خلال توجيه شعاع الدفع عند سرعات التقارب للهبوط جيداً، وكذلك الإيروديناميك، أو دقة التحكم بالرفع والدحرجة (elevon)، ولسبب غريب هو نسبة وجاهة الجناح المنخفضة جداً في تكوين الطائرة ESCT. وهكذا، تزود الطائرة بكبح تحريضي عالٍ عند التقارب بزوايا هجوم، مما يتطلب مستويات عالية من الدفع للحفاظ على زاوية مسار الهبوط، ومما يجعل متاحاً عزوم غوص (pitch) كبيرة مع انحراف الدفع. لقد كان التحكم بشعاع الدفع في السرعة البطيئة من أجل الدحرجة والانزلاق إيجابياً وبتخميد مقبول، لكن لم يكن مقبولاً للمِقْيَس MIL-STD-1797 A.

20 ـ 21 ملاحظات ختامية Concluding Remarks

لقد ولد الاستقرار المُتزايد للطائرة مع أنظمة الطائرات B-47 وB-49 حوالى عام 1947. وكانت طرق التحليل المتاحة في متناول اليد، كما في طرق بود ونايكويست المستنده إلى قاعدة التردد التي تم تطويرها من قبل المهندسين الكهربائيين. ثم ظهرت مفاهيم أكثر تطوراً في التحليل بنطاق الزمن في نفس وقت استخدام الكمبيوتر الرقمي المحمول عل متن الطائرة F-8C في مركز درايدن لبحوث الطيران في الناسا.

لدى مصمم الاستقرار والتحكم اليوم خيار واسع ورائع في اختيار المفاهيم النظرية لتحكم الطيران الحديث ومن التحكم الرقمي الناضجة للمطابقة، كما إن توسع نظرية تحكم الطيران الحديث الجديد لا يظهر أي علامة انحسار. وكما هو الحال دائماً، فإن عامل الاعتدال في اختيار أي مفهوم متقدم هو كلفة الصلاحية الشاملة للمشروع الفعلي. وثمة موضوع يتكرر بين مهندسي التصميم

هو فشل نظرية التحكم الحديث لإنتاج تصاميم نظام تحكم طيران عملية. ولقد لاحظ كوك (M. V. Cook) في هذا المجال أن طرق التحكم الحديثة قد تكون أكثر أهمية للطائرات بدون طيار، لأن أداءها معروف بسهولة أكثر في تعابير رياضية صرفة.

ويعتمد مفاهيم نظام تحكم الطيران المتقدم التي سوف لن يؤخذ بها في الطائرات الخاصة الرخيصة، بغضّ النظر عن التكلفة، لأن الأرباح الممكنة في الأداء والأمان سوف لن تكون حاضرة. الشيء نفسه ينطبق على وسائل نقل الركاب الخفيفة. كذلك، فإن أرباح الأداء مع استقرار سكوني مرتاح أو فوق مُتزايد تصبح ذات معنى في طائرات الركاب بعيدة المدى دون سرعة الصوت. ويجب على الصلادة في أنظمة تحكم الطيران أن تساعد على تحقيق هذا التطبيق وإتاحة الفرصة للتحكمات المصمّمة من خلال الأمثلية، والقيمة الخاصة، والشبكة العصبونية، أو الطرق المتقدمة التي لم يتم تخيلها بعد. إن الحالة بالنسبة إلى الاسترخاء أو حتى الاستقرار الساكن السلبي هي الأقوى في طائرات الركاب فوق الصوتية. واثنتان من معاملات التحديد تتحدد في عزوم تحكم الغوص (pitching) المطلوبة للاستعادة من المفاجآت، وفي التداخل مع أنمطه المرونة للمحركات بعرض المجال الترددي العالي المطلوبة لمواجهة الطائرات غير المستقرة.

أخيراً، يجب على الطائرات العسكرية أن تكون حيث التقنيات المتقدمة، مثل مقاومة المغادرة (departure resistance)، وفصل الارتباط (decoupling)، ونظام التعرف على المَركبة بالزمن الحقيقي، والأجنحة المرنة الفعالة وتعديل الدفع المتكامل وتوجيه شعاعه، وتحكمات الإصلاح الذاتي، التي يتوقع أن تحصل على الاهتمام الجدي وإمكانية التطبيق.

الفصل الحادي والعشرون

تحرك بحث جودة الطيران مع الزمن

Flying Qualities Research Moves with Time

كانت مساهمة جودة الطيران الرئيسية، لروبيرت جيلروث (Robert R. Gilruth)، لاختبار عيّنة كبيرة من الطائرات من أجل بعض مميزات الطيران مثل قدرة التحكم الجانبي، ومن ثم لفصل الحالات المُرضية عن الحالات غير المُرضية من خلال بعض المُوسِطات (parameters) التي يمكن أن تحسب في مرحلة التصميم الأولية للطائرة. وضِعت طريقة جيلروث للتصميم من أجل جودة الطيران على أساس منطقي، على الرغم من أن الفصل الثالث يكشف عن بعض التراجع فيها بوقت لاحق، حيث جرت محاولات لتحديد مُوسِطات جودة الطيران بشكل اعتباطي.

لقد رفعت الأزمنة الحديثة قيم 100 مليون دولار أو أكثر كسعر لطائرة وتكاليف تطوير النماذج الأولية الجديدة إلى بلايين الدولارات. وهذا تم لندرة المَركبات الجديدة التي يمكن اختبارها بطريقة جيلروث والاهتمام بطرق بديلة لجودة الطيران. وفي حوالى عام 1960 برز إلى السطح طريقة الطيار في الحلقة (Pilot-in-the-loop) كطريق بديل لترشيد جودة الطيران وتركيز الانتباه على التركيبة طيار ـ طائرة (Pilot-aircraft) كنظام حلقة مغلقة. ويتضمن تحليل الطيار في الحلقة اعتماد النماذج الميكانيكية للطيار البشري باعتبارها مجرد عنصر نظام تحكم.

إن المفاهيم الأساسية الثلاثة لطريقة تحليل الطيار في الحلقة هي (McRuer, 1973):

1. لإنجاز توابع (functions) التوجيه والتحكم، يعد الطيار البشري مجموعة من الحلقات المغلقة حول الطائرة، التي، بدونها، لايمكن إنجاز هذه المهام.

2. لتكون مرضية، يجب أن تتصرف هذه الحلقات المغلقة بطريقة مناسبة. كما هو التكيف وسيلة لتحقيق هذه الغاية، كذلك يجب على الطيار تعويض أي نقص ديناميكي بضبوطات تعود إلى خصائصه الديناميكية.

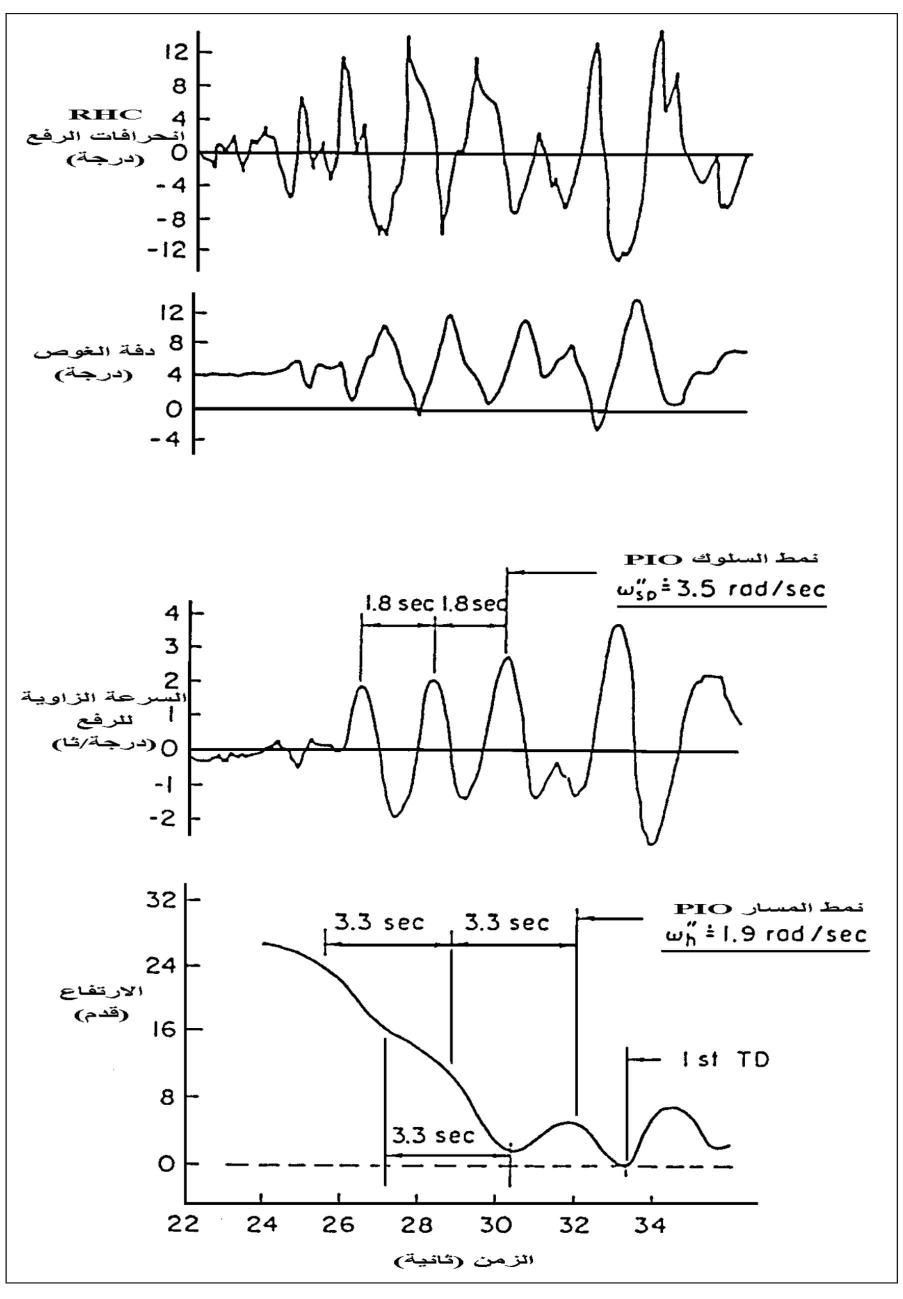
3. هناك تكلفة بضبوطات الطيار هذه: في ضغط العمل المُحمل، وفي تركيز قدرات (faculties) الطيار الفكرية، وعندما تنخفض كفاءة الأداء عند التعامل مع ما هو غير متوقع. وإن مقياس الكلفة هو تعليق (commentary) الطيار وتقدير (rating) انجازه، فضلاً عن التدابير البدنية والنفسية.

سنتتبع في هذا الفصل تطور طرق تحليل الطيار في الحلقة كما تطبق في جودة طيران الطائرة. وستكون طرق الطيار في الحلقة أساسية لدراسة عمليات الحلقة المغلقة مثل الملاحقة (tracking)، ولكن هل يمكن لهذه الطريقة أن تحل محل، أو تضاف إلى مقاربة جيلروث التقليدية؟

21 ـ 1 المقاربات التجريبية للاهتزازات المُحَدثة من قبل الطيار
Empirical Approaches to Pilot-Induced Oscillations

يبيّن الشكل 21 ـ 1 السجل الزمني للاهتزاز المحرض من قبل الطيار والذي حدث خلال هبوط مكوك الفضاء المداري إنتربرايز في عام 1977. الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار (PIO)، أو حوادث الترابط طائرة ـ طيار (APC)، التي فيها يحاول الطيار إيجاد التحكم لمكافحة عدم الاستقرار، وهو الموضوع الطبيعي لتحليل الطيار في الحلقة وعامل التحفيز الأساسي لتطوير الطريقة.

على أي حال، إن الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار قد ظهرت في فترة طويلة قبل الطرق المتقدمة للطيار في الحلقة التي كانت مطبقة. ولقد اضطر المهندسون إلى ارتجال الحلول التجريبية، بحيث يمكن متابعة برامج الطائرة.



الشكل 21 ـ 1 السجل الزمني للاهتزاز المحرض من قبل الطيار الذي حدث خلال هبوط مكوك الفضاء المداري إنتربرايز، في 26 تشرين الأول/ أكتوبر 1977. تم اعتبار التخلفات الزمنية لنظام التحكم الطولي لتكون المسبب الأول. (من: Ashkenas, Hoh, and Teper, AIAAA Paper 82-1607-CP, 1982).

كان أحد أسباب الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار واضحاً بدون دراسة معمقة كثيراً. فإذا تم تقييد معدل سرعة حركة سطح التحكم لأي سبب من الأسباب، مثل عدم كفاية معدل تدفق السائل الهيدروليكي (hydraulic) في أسطوانات المشغل (actuator)، سيكون الطيار غير قادر على عكس حركة التحكم بسرعة كافية لإيقاف حركة الطائرة، متى بدأت. ويقود التصحيح المتأخر للطائرة بعيداً جداً في الاتجاه المعاكس، مما يتطلب حركات تحكم متزايدة باستمرار. ويُظهر وصف تحليل تابع معدل التحديد، في الحقيقة، أن التخلف في الطور هو مزعزع للاستقرار. وهكذا، فإن قاعدة تصميم تجريبي واحدة لتجنب الاهتزاز المحرض من قبل الطيار هي معدل السرعات المتاحة لسطح التحكم.

في مراسلة غير منشورة يعلق فيليبس (W. A. Phillips) على النتائج التجريبية الأخرى على الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار:

> **لقد وجدنا أن قوى التحكم الضعيفة جداً سويةً مع التحكم الحساس** (sensitive control) **كانت من المرجح جداً أن تؤدي إلى الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار. ولم يكن تخامد الاحتكاك على عصا القيادة هو الرد على وضع التخلف في الاستجابة وعلى قوة التحكم، فضلاً عن الاسترداد. والمطلوب هو قوة كبيرة في الطور مع انحراف لتحقيق حركات عصا سريعة، والتي لا تسمح بالإخفاق. وهذا يمكن الحصول عليه مع نابض وماصّ صدمة** dashpot **يعمل على التسلسل. ولقد أطلق غرومان على ماص الصدمة هذا بنابض «**sprashpot**» واستخدمه بنجاح في نظام الشعور** (feel system) **للطائرة** F-11F . . . **إن القيمة السالبة** $C_{h\alpha}$ **لتحكمات من نوع القلاب** (flap-type) **تسبب رجوع قوة التحكم بعد أن تستجيب الطائرة.**

إن المقاربة التجريبية الإضافية لحل مشاكل الاهتزاز الطولي المحرض من قبل الطيار هي نظام كتلة تمثيل (bobweight) مضاعفة، كما تم توصيفها في الفصل الخامس، بحيث توفر كتلة التمثيل الخلفية قوى عصا ثقيلة لبدء مناورة الرفع، من خلال تطبيق قوى تسارع غوصية (pitching acceleration) إلى العصا. وترتد قوة العصا بينما تستجيب الطائرة.

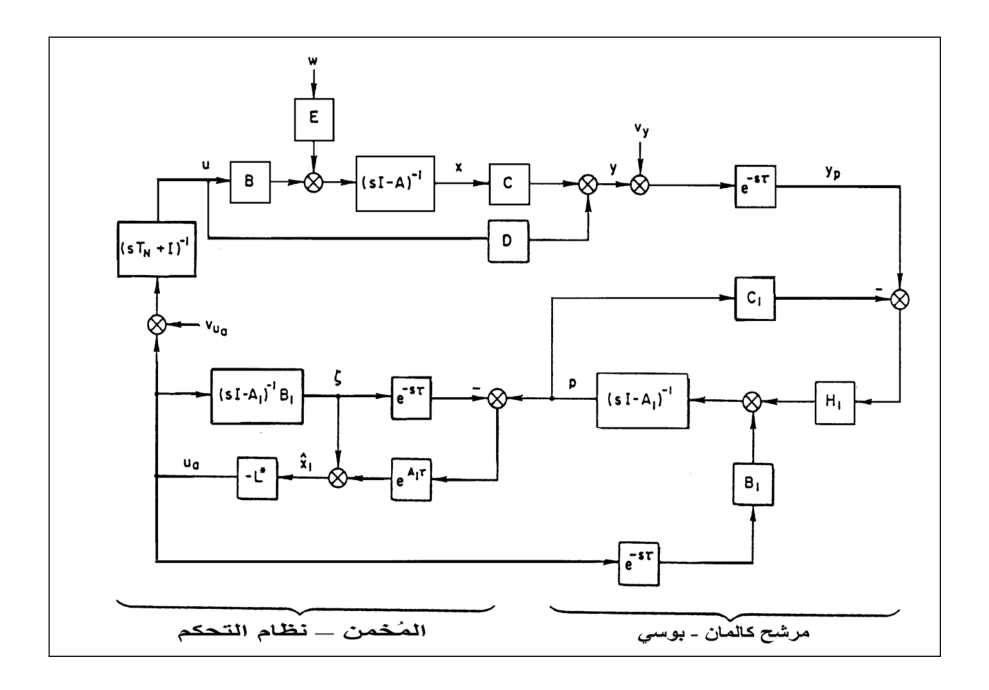
21 ـ 2 العملية التعويضية وفئات النموذج Compensatory Operation and Model Categories

كان لدى طرق تحليل «الطيار في الحلقة» نجاحاتها المبكرة وأكثرها دلالة تلك التي تمثل العملية التعويضية. وكما يُطبق على تشغيل الطيار في الحلقة، ففي العملية التعويضية أو الملاحقة يعمل الطيار على الأخطاء المعروضة أو الملموسة للتقليل منها بطريقة الحلقة المغلقة. وتبقى عملية بعد نظر الطيار وتكوين فكرة سلفاً هي بالأساس حلقة مفتوحة (open loop)؛ ولا يكون الطيار جزءاً من حلقة الملاحقة.

تندرج النماذج الرياضية للعملية التعويضية للطيار في فئتين، بنيوية وحسابية. حيث تحول النماذج البنيوية الطيار إلى أنظمة فرعية مثل المناورة العضلية، والحساسات الدهليزية (vestibular sensers)، ولكلٍ منها توابع التحويل. وتتضمن توابع تحويل النموذج البنيوي للطيار على التأخيرات الزمنية، والسبق، والتخلفات. ويجب على التجميع العام إعادة إنتاج سلوك الطيار بطريقة نهاية إلى نهاية (end-to-end). وتصبح مقاربة التحدي هذه ممكنة من خلال قياسات الاستجابة الترددية الدقيقة الطاقم البشري [McRuer, 1973].

أما نماذج الطيار الحسابية فقد نمت من نظرية التحكم الأمثلي الحديثة، حيث تتضمن هذه النماذج المُخمن، مثل مرشح كالمان، الذي يعالج مراقبات الطيار لتوفير تقدير لحالة الطائرة، ونظام التحكم فيها، والذي هو النموذج الرياضي للتوابع العضلية والتنظيمية للطيار (الشكل 21 ـ 2). ويؤمن تقليل أو تعظيم معيار التابع النتائج المطلوبة.

من المهم أن نعترف أن نماذج التأخير الزمني ـ السبق ـ وتخلف الطيار تكون مطلوبة في المقام الأول في تحليل العملية التعويضية للحلقات الداخلية للسلوك عموماً. وتكون مثل هذه الحلقات مغلقة عند الترددات العالية بالنسبة إلى ديناميكيات الطيار. وتكون نماذج الربح الصافي للطيار كافية عموماً لتحليل إحداثيات الدوران وسرعة التردد المنخفض وحلقات تحكم المسار.



الشكل 21 ـ 2 نموذج الطيار الحسابي، المستخدم في حلقة التحكم الأمثل. تتضمن مصفوفات الطائرة A, B, C, D مرشح تشكيل الضجيج E، في الجزء العلوي اليساري. يتم التنبؤ عن حالات الطائرة بواسطة مرشح كالمان ـ بوسي (Kalman - Bucy) في الجزء الأيمن السفلي. ويقع نظام التحكم الأمثلي في الجزء السفلي الأيسر. (من: Thompson, AIAA Paper 88-4183, 1988).

21 ـ 3 نموذج العبور (المَعبَر) **Crossover model**

ينبثق نموذج العبور(Crossover model) لعملية التعويض من ملاحظة أن الطيارين طوروا الديناميكيات اللازمة لإنتاج (في تركيبة الطيار ـ الطائرة) تابع تحويل خاص في منطقة عبور الترددات (McRuer, 1988). إن لتابع تحويل الحلقة المفتوحة طيار ـ طائرة المطور شكلاً بسيطاً رائعاً من تأخير زمني تكاملي، أو $\frac{W_c(e^{-\tau s})}{s}$ ، حيث *Wc* هو ربح الحلقة المفتوحة، وτ هو التأخير الزمني، و*s* هو عامل لابلاس. ويدعى ربح الحلقة المفتوحة *Wc* بتردد العبور أو المعبر، وهو التردد الذي عنده يقطع مطال استجابة الدارة المفتوحة الخط 1.0، أو 0db.

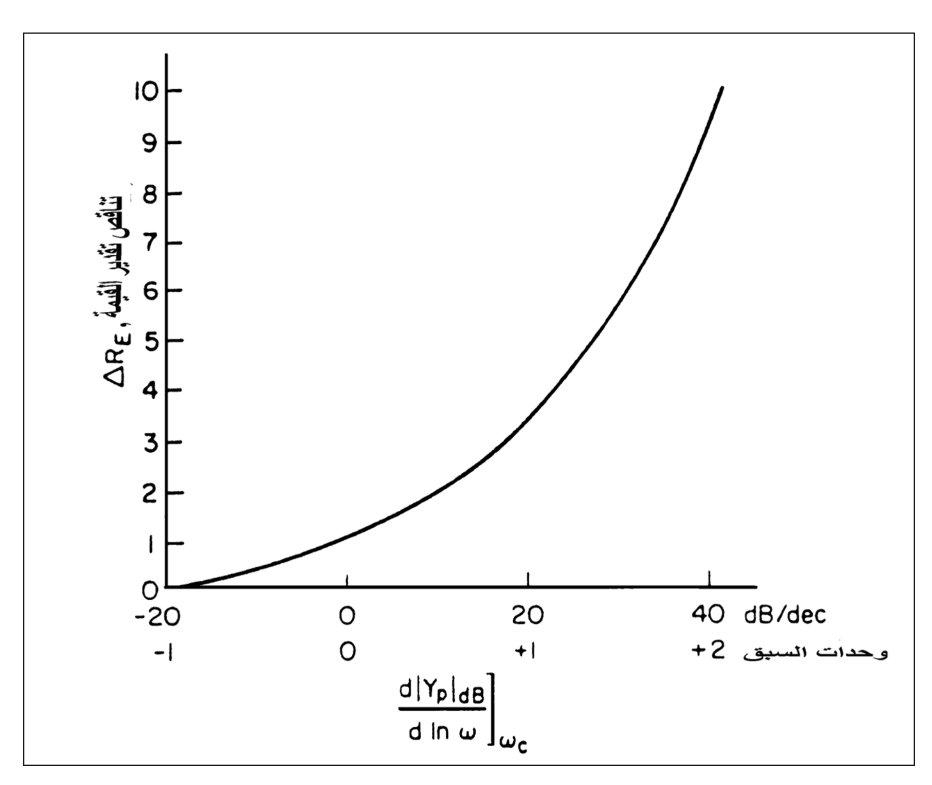
إن الاستجابة الترددية للدارة المغلقة، أو نسبة الخرج إلى الدخل لنموذج العبور، تكون ثابتة عند النقطة 1.0 عند الترددات المنخفضة، ما يعني أن الخرج يتبع تماماً الدخل. وعندما يزداد تردد الدخل فإن التردد الذي عنده يهبط الخرج بمقدار 3 db أقل من الدَخِل، أو إلى حوالى 70 في المئة من الدَخِل، يعتبر تردد قطع (Cut off frequency) ولكافة الأغراض العملية. ويحدد هذا التردد عرض مجال نظام الحلقة المغلقة، وهو أيضاً الترددW_c الذي يكون فيه ربح نظام الحلقة المفتوحة يساوي 1.0.

إن التأخير الزمني τ لنموذج العبور هو في الحقيقة تقريب للتردد المنخفض، ويكون صالحاً عند ترددات العبور، للعديد من قبل الطيارين والتأخيرات الزمنية لنظام التحكم وعبارات التخلف من الدرجة العليا. ويصبح ذلك الجزء من τ العائد للطيار أكبر كلما ساهم السبق (Lead) بزيادات الطيار، وكلفة جهد الطيار الإضافي (McRuer, 1988). وهذا يخفض تردد العبور المتاح لتخلفات النظام الآخر.

21 ـ 4 تسوية الطيار مع نموذج العبور Pilot Equalization with the Crossover Model

إن جميع توابع تحويل الطائرة، مثل استجابة الغوص (pitch) لدفة الرفع واستجابة الانعراج لدفة الدحرجة (aileron)، لها توابع من الدرجة الأولى أو الثانية في المقام، تظهر من الكتلة أو العطالة. ولإرضاء نموذج العبور يجب على الطيار تأمين إلغاء تابع البسط على نفس المجال الترددي. وهذه المقادير المساوية للسبق (lead) أو التوقع، تتفق مع الحس السليم لما هو مطلوب لحذف الخطأ في العملية التعويضية.

إن مقدار السبق أو التعويض المطلوب من قبل الطيار هو مقياس مباشر لعبء العمل. وينعكس سبق الطيار في ميل المنحني الموجب لنسبة مطال نموذج الطيار في مخطط بود (Bode)، عند حافة تردد العبور. ويقابل ميلُ المنحني الموجب الكبير مقدارَ السبق المفرط، وعبء عملٍ عالياً، وتقديرَ انجازيةٍ ضعيفاً للطيار، بحيث يمكن تطبيق الربط الرقمي بين تقدير انجازية الطيار من خلال مقياس كووبر ـ هاربير (Cooper - Harper)، الذي تمّت مناقشته بالفصل الثالث، الذي يتطلب تسوية مقدار السبق (الشكل 21 ـ 3).



الشكل 21 ـ 3 تدهور (زيادات) في تقدير انجازية الطيار للطيار لمهمات الملاحقة المشتركة مع درجة سبق الطيار المطلوبة. (من: McRuer, AGARDograph 188, 1974).

21 ـ 5 النموذج الحسابي (التحكم الأمثلي الخطي) Algorithmic (Linear Optimal Control Mode)

إن نموذج التحكم الأمثلي الخطي أو النموذج الحسابي هو جزئياً نموذج الطيار في تلك المنظومة من عناصر التحكم الأمثلي التي يمكن التعرف إليها مع تخلف العصب العضلي. على أي حال، فإن التمييز الأساسي بين نماذج الطيار البُنيوية والحسابية هو أنه، ما عدا المشاكل البسيطة، لا يمكن أن يُمثل الطيار بتابع تحويل بسيط في الحالة الحسابية. بينما تكون ديناميكيات طائرة بسيطة جداً مكامل صرف (integrator) ومُسلماً بها لتكون قادرة على توليد تابع تحويل الطيار، وتم العثور على نموذج تحكم الطيار الأمثلي الخطي ليكون من الدرجة العالية، لكن مع مميزات مشابهة لنموذج العبور (Thomas and McRuer, 1988).

لقد تم استخدام نموذج الطيار الأمثلي الخطي للاستفادة منه في توليد قيمة

انجازية الطيار (pilot rating) (Hess, 1976; Anderson and Schmidt, 1987)، في تحليل مشاكل متعددة المحاور (McRuer and Schmidt, 1990)، وفي استقرار التركيبة طيار ـ طائرة في المناورات (Stengel and Broussard, 1978).

21 ـ 6 نموذج العبور والاهتزازات المحرضة من قبل الطيار The Crossover Model and Pilot-Induced Oscillations

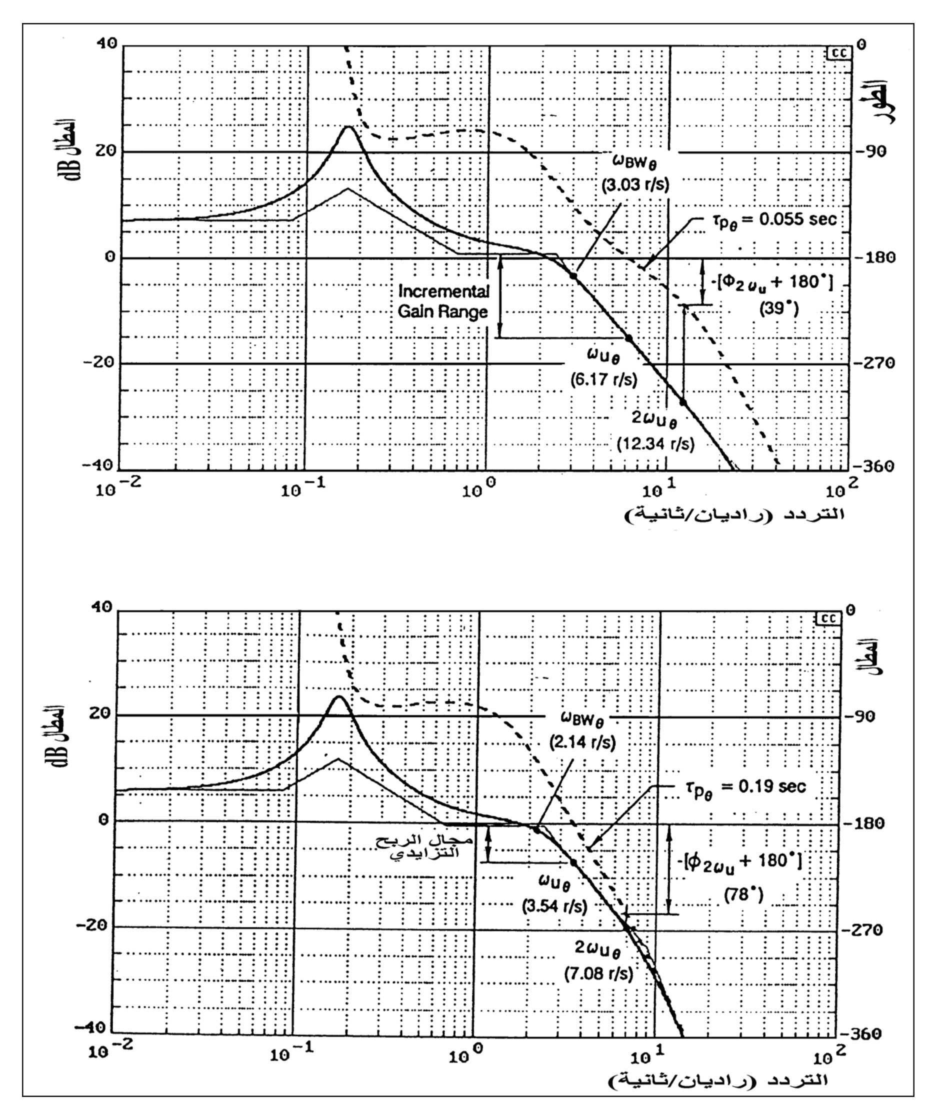
لقد أثبت نموذج العبور بأنه ذو قيمة كبيرة في فهم الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار. وقد فتح الطريق لتصديق التصحيحات التجريبية لهذه الظاهرة، مثل ما وصفه فيليبس، لأجل تطوير مفاهيم جديدة في هذا الحقل وفي تصاميم جودة الطيران المتفوقة.

لقد وفر دوان ماك روير (Duance McRuer) مسحاً شاملاً للاهتزازات المحرضة من قبل الطيار في تقرير لمركز دراين لبحوث الطيران (McRuer, 1994). بعد أن أشير إليها من قبل الأخوين رايت، قُدرت الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار بأنها مشكلة جودة الطيران الكبيرة، وأن تجارب الطيران المثيرة الأخيرة، بدمجها مع طرق التحليل المتقدمة المتاحة، أعطت الموضوع أهمية جديدة بين الأعوام 1947 و1994، فقد كان هناك أكثر من 30 حالة ذكرت بأنها قاسية جداً، في طائرات تتراوح من شراعية الناسا (NASA paraglider) إلى المكوك الفضائي المداري. وأقترح ماك روير ثلاث فئات للاهتزاز المحرض من قبل الطيار، كما يلي:

- خطي أساساً (essentially linear)
- الشبه ـ خطي، مع تحديد لسرعة وموضع سطح التحكم؛
- اللاخطي جوهرياً، متضمن قبل الطيار أو نمط الانتقالات.

لقد جاء التحقق من مقاربة نموذج العبور إلى الفئة الأولى مزوداً بتحليل الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار المُطوّر بالكامل على طائرة سلاح الجو الأمريكي متغيرة الاستقرار غالسبان NT-33 (Bjorkman, 1986). وفي ست حالات قاسية كان هناك فعالية كبيرة للتأخيرات الزمنية لنظام الحلقة المفتوحة، ابتعاداً عن تابع تحويل هيكل الطائرة من نوع المكامل المثالي في منطقة العبور (الشكل 21 ـ 4). وهكذا كانت متطلبات ديناميكيات الطيار المطلوبة للعملية

التعويضية توفر قدراً كبيراً من سَبق الطيار، وموازناته (pilot equalization) بالإضافة إلى الربح لتقريب قانون العبور ولغلق الحلقة بطريقة مستقرة.



الشكل 21 ــ 4 الاستجابات الترددية للحلقة المفتوحة للتركيب طيار ــ طائرة من أجل تكوينين لطائرة سلاح الجو الأمريكي متغيرة الاستقرار غالسبان T-33 . الحالة في الأعلى، بدون الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار، ولها الشكل التكاملي المثالي بالقرب من تردد العبور. الحالة في الأسفل، بوجود اهتزازات قاسية محرضة من قبل الطيار، ولها ميل شديد الانحدار وتخلف أكثر في الطور عند الترداد العالية. (من: McRuer, STI Technical Report, 2494 - 1, 1994).

تتضمن الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار تداخلات معقدة في أنمطة الطائرة المرنة. ولقد تم اختبار نمط الاهتزازات المترابطة على الطائرات F-111، YF-12، وروتان فويجر. ونُوقشت معدلات سرعات سطح التحكم للحدّ من الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار مسبقاً.

لقد ظهرت الاهتزازات اللاخطية المُحرّضة من قبل الطيار بصورة رئيسية مرتبطة مع الطيار ومع نمط الانتقالات. وفي حالة واحدة من هذا القبيل، فإن الوزن على المقود (weight on wheel)، وتبديل ضربة الذنب (tail strike) غيّرا قوانين تحكم الاستقرار المُتزايد على الطائرة Vought/NASA F-8 التي تطير بالوصل السلكي بعد أن عرضت الطيار إلى تعاقب سريع للديناميكيات المختلفة (McRuer, 1994)، التي كان فيها الطيار غير قادر على التكيف في الوقت المناسب.

إن نمط الانتقال، إما بوصفه تابعاً إلى مطال دخل الطيار أو إلى تغيرات النمط الأوتوماتيكي، هو مصدر خاص للاهتزازات المحرضة من قبل الطيار في أنظمة تحكم الطيران الحديثة التي تطير بالوصل السلكي. لذا أدت أهمية تجنب الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار في طائرات النقل التي تطير بالوصل السلكي إلى الدراسة التي نُوقشت في الفقرة 11 من هذا الفصل.

21 ـ 7 مقاربة جيبسون Gibson Approach

اقترح جون جيبسون (John C. Gibson) في أطروحته عام 1999 في جامعة تكساس ديلفت، تصنيفات مختلفة للاهتزازات المحرضة من قبل الطيار (PIO) تلك التي لماك روير (البند 6).

في التصنيف الأول هي PIOs التي تنشأ عن الاستجابات الديناميكية التقليدية من الدرجة ـ المنخفضة. ويمكن للطيار التراجع عنها من خلال تخفيض الربح أو بالتخلي عن المهمة. في هذا التصنيف فإن التخلف في التسارع الزاوي الذي يتبع دخل التحكم يكون غير ذات أهمية، مما يوفر للطيار ترابطاً حميمياً مع استجابة الطائرة.

في التصنيف الثاني تنشأ PIOs عن الديناميكيات من الدرجة ـ العالية التي يكون فيها الطيار غير قادر على التراجع، حيث إن الديناميكيات من الدرجة ـ

العالية مثل تخلفات قانون التحكم الخطي المفرطة، أو معدل سرعة المشغل، و/أو تحديد التسارع الذي يحدث تخلفات كبيرة في استجابة التسارع، تفصل الطيار عن الاستجابة.

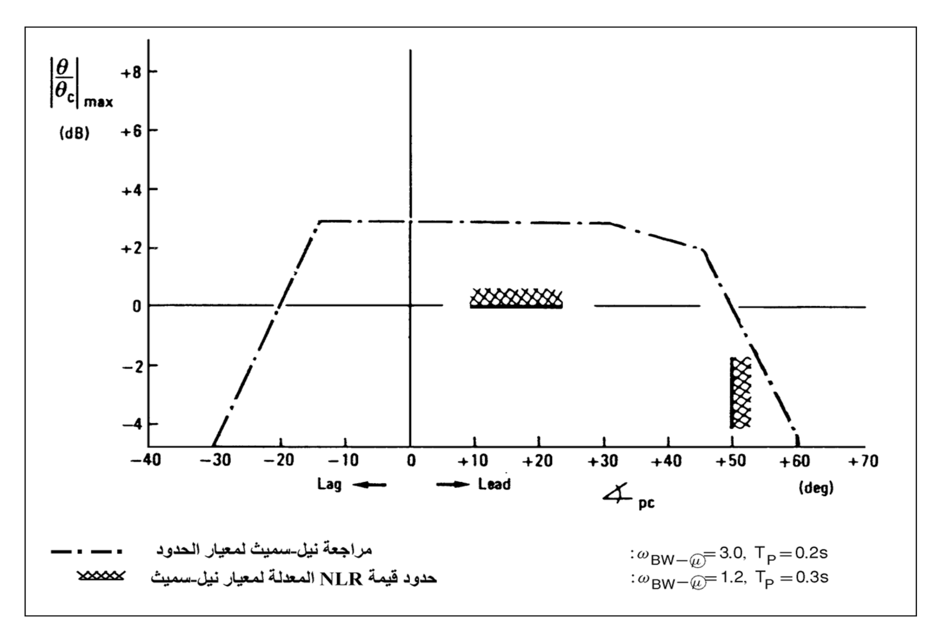
في التصنيف الأول، يمكن أن تطور الحلول بافتراض النماذج الأبسط للطيار فقط. والفكرة الأساسية هي أنه يمكن استخدام تقنية الطيران بالوصل السلكي لتشكيل الاستجابة بحيث توفر قوانين التحكم في نموذج العبور Mc) (Ruer للتركيب «طيار ـ طائرة»، وما على الطيار إلا تحقيق أبسط الأرباح. وبالطبع، هناك عوامل أخرى مثل الحساسية، والسلوك (attitude) وديناميكيات مسار الطيران، ونمط الانتقالات يجب أن تؤخذ بالاعتبار.

في التصنيف الثاني، المتضمن للديناميكيات من الدرجة ـ العالية، يتطلب دراسةً وفحوصاً مفصلةً للأدلة لتحديد مدى تأثيرات الدرجة ـ العالية التي يمكن التسامح بها. ويتوجب تقييم مدخلات «التوقف للتوقف» (stop-to-stop) لعصا القيادة في الترددات الحرجة.

21 ـ 8 مقاربة نيل ـ سميث Neal-Smith Approach

إن الربط بين متطلبات السبق المفرطة (excessive lead) للتحكم ومعدلات تقدير إنجازية ضعيفة للطيار تشكل القاعدة لمقاربة نيل ـ سميث، التي يعود تاريخها إلى عام 1970. وقد افترض النموذج تخلف ـ سبق للطيار lead-lag) (pilot model، مع تثبيت قيمة التأخير الزمني عند 0.3 ثانية. وعندما يتم دمج نموذج الطيار هذا مع ديناميكيات الطائرة، فإنه يمكن ضبط مُوسِطات النموذج لتلبية عرض المجال والمتطلبات الأخرى للحلقة المغلقة closed loop) (requirement، كما يتم مقارنة السبق الناتج في فرق الطور لنموذج الطيار ورنين الحلقة المغلقة بآراء الطيارين لإنشاء الحدود المقبولة (الشكل 21 ـ 5).

تعتبر مقاربة نيل ـ سميث من المساهمات المهمة في عقلنة متطلبات جودة الطيران منذ أن تم الاستخدام المباشر للنموذج الرياضي للطيار. ولهذه الطريقة عيوب في أن سبق الطيار المطلوب يكون معتمداً بقوة على عرض المجال المطلوب، ونقطة البداية الاعتباطية (Moorhouse, 1982)).



الشكل 21 ـ 5 معيار نيل ـ سميث لتحكم الغوص (pitch control). يحدث سلوك الدور ـ القصير المقبول أسفل الحد المنشأ من خلال نسبة ذروة رنين الحلقة المغلقة، ومحور السينات، وسبق نموذج الطيار، ومحور العينات. والحدود المخططة هي الحدود المقترحة الأكثر تقييداً لطائرات النقل الكبيرة (من: Mooij, AGARD LS-157, 1988).

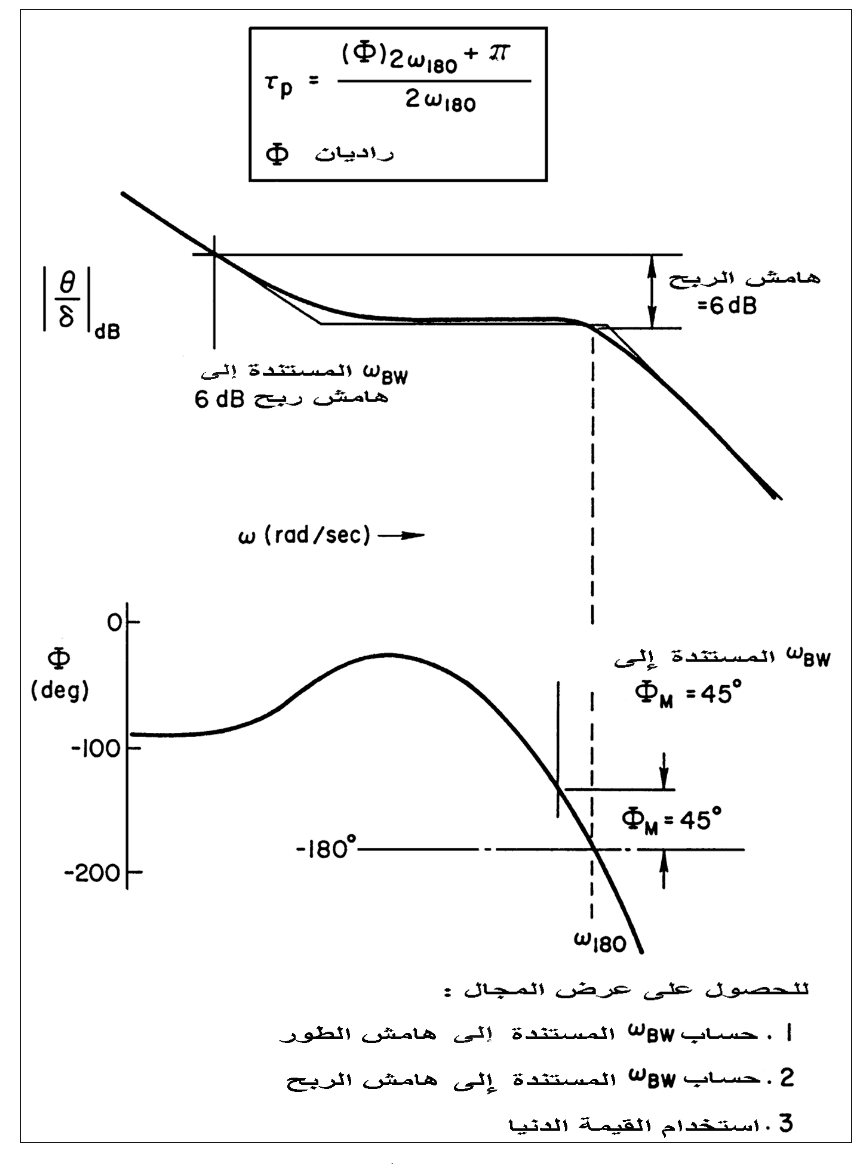
21 ـ 9 معايير تأخير عرض المجال ـ الطور Bandwidth-Phase Delay Criteria

إن الرؤى المجهزة بنموذج العبور للعملية التعويضية تؤدي إلى المعيار الذي يمكن استخدامه في تصميم نظام التحكم، كما في مقاربة نيل ـ سميث. المثال الهام على ذلك هو عرض المجال هو ـ ميتشيل ـ أشكيناز (Hoh- Mitchell - Ashkenas) ومعيار تأخير الطور (Hoh, 1988)، ومجموعات من اثنين من المقاييس الفردية، موضحة في الشكل 21 ـ 6.

المقياس الأول هو عرض مجال الطائرة، الذي يعرف على أنه التردد الذي عنده تكون زاوية الطور لاستجابة السلوك لدخل قوة العصا تساوي ـ 135 درجة. ويقيس عرض مجال الطائرة التردد الذي يستطيع الطيار من خلاله التحكم بدون الحاجة إلى تعويض السبق.

و**المقياس الثاني** هو تأخير الطور، الذي يعرف على أنه الفرق في استجابة زاوية الطور عند ضعف التردد وعند زاوية طور تساوي ـ 180 درجة و+180

درجة، مقسومة على ضعف التردد عند زاوية الطور ـ 180 درجة. وبالتالي يُقرب مقياس تأخير الطور معايير فرق الطور للديناميكيات الفعالة للطائرة، من منطقة العبور إلى تلك التي في الاهتزازات الكمونية المحرضة من قبل الطيار. وتكون الأنظمة التي تتمتع بتأخير طور كبير عرضة لمثل هذه الاهتزازات.



الشكل 21 ـ 6 تحديدات عرض المجال ومعيار تأخير الطور (من: MIL-STD-1797A, 1990).

لقد تم تطوير حدود فضاء «عرض المجال ـ تأخير الطور» في الطائرة باستخدام الطيران الفعلي ومحاكي معدلات تقدير انجازية الطيار والتعليقات. وحدود مماثلة كانت أيضاً مفيدة خصوصاً للحوامات وأنمطة التحكم (الانتقالية) الخاصة. ومع هذه الحدود، يكون المصممون قادرين على تفسير الحلقة المغلقة لديناميكيات طيار ـ طائرة، باستخدام ديناميكيات الطائرة الفعالة فقط. وإن المعيار ذا العلاقة والخاص بالطائرة فقط والمستند إلى نموذج العبور هو معيار سميث ـ غيتيس الترددي (عام 1979). ويبقى معيار آخر مستند إلى ديناميكيات الطائرة وحدها الذي يُوضِع الحدود في مخطط نيكول للاستجابة الترددية للسلوك (Gibson, 1995)، حيث تكمن الفكرة بحصر الاستجابة الترددية للسلوك داخل حدود مُعرفة بأفضل جودة طيران لحلقة مغلقة مُقادة. وتعتمد جميع طرق الحدود هذه على الترابط البسيط (simple correlation)، التي ينبغي أن تكون فعالة لتوسيع نطاق هذه الحالات الجديدة لتشبه تلك التي استندت إليها الحدود.

يقترح التصميم العملي الجيد استخدام جميع هذه المعايير لفحص ديناميكيات الطائرة موضوع البحث.

21 ـ 10 دراسات التقرب للحط والدوران Landing Approach and Turn Studies

هناك صنف كبير من الدراسات المتقدمة لجودة الطيران التي استفادت من التقنية الحديثة للطيار في الحلقة، بدون الحاجة إلى نماذج الطيار الرياضية تأخير ـ سبق ـ تخلف. ويبدو لإغلاق الحلقة التي تقطع عند الترددات 1.0 راديان بالثانية أو أقل، أن نماذج الربح البسيط تكون كافية. ويميز التردد المنخفض للحلقات المغلقة حلقات التحكم الخارجية بالسرعة والمسار.

وتكون حلقات التحكم بمسار الطيران لطائرات الإقلاع والهبوط القصير STOL هي الحلقات الخارجية حول الحلقات الداخلية لسلوك الغوص (pitch) ذات التردد الأعلى. ويمكن غلق حلقات المسار مع أرباح طيار بسيطة، بافتراض وجود تحكّم قوي للحلقة الداخلية (Ashkenas, 1988)، حيث إن بعض السبق المتواضع للطيار يكون مطلوباً لإنجاز تابع تحويل طيار ـ طائرة من نوع المتكامل المثالي (ideal integrator-type pilot - airplane transfer function) في منطقة العبور، لكن ستنخفض تقديرات قيمة إنجازية الطيار.

تنصب دراسات دوران الأجنحة المستوية (wings-level turns) ودوران الإحداثيات في نفس فئة الحلقات المغلقة منخفضة التردد التي تكون فيها نماذج الربح البسيط للطيار كافية. إن مُوسِط أشكيناز ـ دوراند العكسي (Ashkenas - Durand) ودراسات الحلقة المغلقة لهيفلي (Heffly) لمشكلة تقارب الهبوط على حاملة طائرات (الفصل الثاني عشر) هي إلى حدّ الآن أمثلة إضافية على استخدام نماذج الربح البسيط للطيار.

21 ـ 11 المشاركات لطائرات الركاب الحديثة Implications for Modern Transport Airplanes

تاريخياً، كانت الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار PIO المرتبطة بتقنية الطيران بالوصل السلكي قد جربت في الطائرات العسكرية والتجريبية، التي تُدخل عادة التقنيات المتقدمة قبل ظهورها على طائرات النقل المدني. وقد وفّر هذا متنفساً لتلك الفئة من مشاكل PIO لكي يتم حلّها قبل تعريض جمهور المسافرين لأخطار جديدة. على أية حال، فإن تقنية الطيران بالوصل السلكي هي الآن قياسية في طائرات النقل الجديدة، وتجلب إمكانية تطبيق PIO على المستوى الواسع.

يهدف تقرير مجلس الأبحاث الوطني الأمريكي NRC (McRuer, 1997) إلى تنبيه جميع الأطراف المعنية لهذا الخطر وتقديم التوصيات لتفادي المشاكل الخطيرة في المستقبل. وبصرف النظر عن الحاجة الواضحة لمواصلة البحث وتدريب الطيار في هذا المجال، ندون القليل من الاستنتاجات والتوصيات المميزة الخارجة من تقرير NRC:

1. المُوسِطات المقاسة من خلال مسجلات الطيران المحمولة على المتن (on-board flight records)، ومنها «الصناديق السوداء» من الضروري أن تكون عند معدلات سرع نقل معلومات أعلى، لالتقاط أحداث PIO التي لربما ساهمت في الحوادث. الدكتور أيرفينغ ستاتلار(Irving Statler)، الذي شارك في جزء كبير من برنامج الناسا لآمان الطيران (ASP)، يذكر «أن أعلى معدل تسجيل للبيانات الموجودة في الصندوق الأسود ليست سوى 8 عيّنات في الثانية، مقارنة بـ 20 ـ 30 عيّنة في الثانية الضرورية لالتقاط أحداث PIO.

2. يجب أن تندرج المهام الشاقة للغاية مع أحداث التسبب المعروفة والمشكوك فيها من أجل PIO في المحاكاة، وفي اختبار الطيران، الإقرارات. وينبغي لهذه الاختبارات استخدام الطيارين من ذوي الخبرة والتدريب في أحداث PIO.

3. يجب أن تراجع الإقرارات (certifications) الحالية لدمج التقانات المتاحة للتخفيف من خطر PIO.

يجب أن تؤخذ التحذيرات التي ظهرت بتقرير NRC عن PIO كامنة الخطورة في الطيران التجاري على محمل الجد، كما ينبغي وضع توصيات المجموعة من ذوي الخبرة التي كتبت التقرير موضع التنفيذ.

بشأن مسألة تسجيل أحداث PIO التي قد تكون ساهمت في الحوادث، هناك مقاربة طموحة هي تحت الدراسة في مؤسسة الفضاء وفي RTCA (Grey, 2000). وهذا هو نظام رصد الطائرة وأرشفة البيانات المستند إلى القمر الصنعي الذي يلغي الحاجة إلى مسجلات الطيران المحمولة على المتن. ويمكن أن يوفر النظام المستند إلى القمر الصنعي المعلومات بالزمن الحقيقي، وبسرعة نقل عالية لمنع وقوع الحوادث أو للتشخيص. وينظر إلى هذا النظام على أنه الثمرة المنطقية للتطورات الحاصلة في حقل الاتصالات.

21 ـ 12 ملاحظات ختامية **Concluding Remarks**

إن دراسات الطيار في الحلقة PIO هي جزئياً في عالم البحث العلمي التقليدي وجزئياً أحد التقنيات التي تنتمي إلى الاستقرار والتحكم بالطائرة. وكبحث صرف، توفر القدرة على استكشاف التداخلات المثيرة للاهتمام بين الإنسان والطائرة التي تؤدي مهام طيران مختلفة. ويقال إن خطأ الطيار والطاقم يكون مسؤولاً عن عدد كبير من الحوادث، وهناك حافز قوي لدعم مجال البحث هذا.

حتى الآن، فإن النجاحات الواضحة لدراسات الطيار في الحلقة كتقنية هي تطبيقات نماذج العبور والنماذج الأمثلية الخطية لشرح وتجنب مجموعة كبيرة من الاهتزازات المحرضة من قبل الطيار. وكان نموذج العبور هو أيضاً الأساس للمقاييس المستخدمة في تحديد جودة الطيران. كما أن الإنجازات الأخرى،

مثل الفهم الأفضل لإغلاق حلقات الطيار في طائرات الإقلاع والهبوط القصير، وفي تقاربات الهبوط على حاملة طائرات، وفي دوران الإحداثيات، قد اعتمدت على تحقيق عرض مجال طبيعي أعظمي لتقنيات تصميم الحلقة المغلقة، مع الطيار المُتمثل كربح بسيط. وهكذا فقد ظهرت طرق الطيار في الحلقة كخطوة تلي عمل جودة الطيران التقليدي، والتي شددت على تحكم القدرة وقوى التحكم المناسبة.

وقد تم الكشف عن التداخلات المحتملة الخطيرة «طيار ـ طائرة» في طائرات النقل التجارية المتقدمة. بحيث، أصبح ضرورياً وضع خطة مدروسة للتخفيف من هذه المشاكل في العمل.

الفصل الثاني والعشرون

التحدي الإيروديناميكي للطائرة الخفيّة (الشبح)

Challenge of Stealth Aerodynamics

يُعدُّ اختراع الطائرة الخفيّة، تقريباً، بالنسبة إلى الرادارات الأرضية أو صواريخ أرض ـ جو، تدبيراً دفاعياً فعالاً لطائرات الاستطلاع والهجوم. وقد أخذ هذا التطوير ستة مسارات حتى الآن، الثلاثة الأولى منها هي تحدٍّ واضح لمصممي الاستقرار والتحكم:

هياكل الطائرات السُطيحية: (Faceted airframes) استبدال الأشكال الإيروديناميكية السلسة التي تنتج انسيابات هوائية متماسكة وإيروديناميك خطي. بحيث، تغيب الإشارات الرادارية المرتدة من الأشكال السُطيحية عن مستقبلة الرادار، كما في الطائرة لوكهيد F- 117A على سبيل المثال، باستثناء الإشارات التي ترتد على السُطيح المواجه للمستقبلة.

الخط الموازي للمسقط العلوي لسطح الجسم (Parallel-line planforms) ويكون له نفس زاوية التراجع على الحواف الأمامية والخلفية للجناح وعلى سطح الأطراف والحواف الحادة، بحيث، يُركز الخط الموازي للمسقط العلوي لسطح الجسم الإشارات الرادارية المرتدة في المناطق الضيقة التي يتم فقدها بسهولة من قِبَل رادارات البحث. وهذه هي طريقة «الخفية» للطائرة نورثروب B-2، تُضاف إليها المواد الخاصة والمحركات المدفوفة في الهيكل.

الأذناب العمودية المُختزلة (Suppressed vertical tails) وتكون إما محمية من الرادار ببنية الجناح أو محذوفة بالكامل. ويكون للطائرة لوكهيد F-22

أذناب عمودية محمية، ولا شيء على الإطلاق للطائرة B-2.

الإيروديناميك الممزوج (Blended aerodynamics) يزيل الزوايا الداخلية مثل تقاطعات جسم الطائرة ـ الجناح، حيث يمكن للزوايا الداخلية أن تؤدي دور العواكس الرادارية الزاوية. وتستخدم الطائرة روكويل B-1 هذه التقنية لتخفيض بصمتها الرادارية.

المحركات المخفية والعوادم (Buried engines and exhansts) إخفاء ريش الضاغط وفوهات العادم الساخنة من الباحث الراداري والأشعة تحت الحمراء.

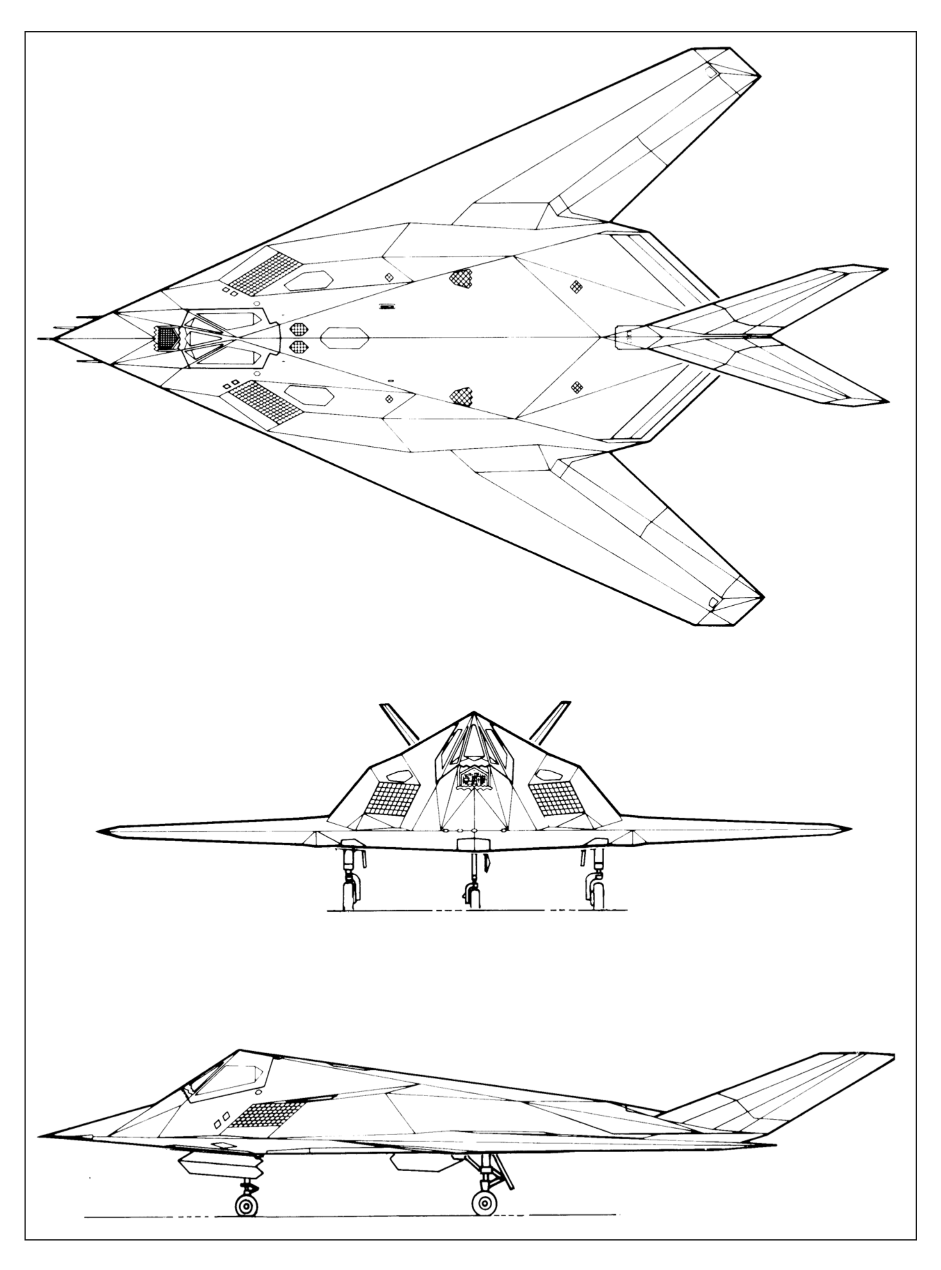
المواد الرادارية الماصة (Radar absorbent materials) تستخدم عموماً مواد لا معدنية. وهذا الموضوع سري للغاية.

إن تحديات الأجسام السُطيحية، والخط الموازي لشكل الجسم، والأذناب العمودية المُختزلة لمهندسي الاستقرار والتحكم قد تم توضيحها من خلال طائرات الشبح الحالية.

22 ـ 1 قضايا هيكل الطائرة السُطيحي Faceted Airframe Issues

يطير هيكل الطائرة لوكهيد F-117A السُطيحي، بالرغم من المعرفة الإيروديناميكية التقليدية، التي تتطلب سطوحاً ناعمة سلسلة للحفاظ على دوام انسياب الهواء تحت أوسع المجالات الممكنة من زاويا الهجوم، وزاويا الانزلاق والسرعات الزاوية (الشكل 22 ـ 1). من ناحية أخرى، فإن القوى والعزوم الإيروديناميكية للأجسام السُطيحية تكون إلى حدٍّ معقول توابع خطية لهذه المتغيرات للمجالات الصغيرة بما فيه الكفاية.

يمدّد الجناح المتراجع كثيراً إلى الخلف (67.5 درجة في حالة الطائرة F-117A)، وتدوّر المجالات الخطية بعض الشيء، وتثبت حواف السُطيح في الحواف الجانبية بدلاً من الفواصل العمودية لاتجاه التدفق. ومع ذلك، يجب على مهندس الاستقرار والتحكم الذي يواجه هيكل الطائرة السُطيحي، مثل F-117A، توقع تحديد مُوسِطات الطيران لتجنب عزوم إيروديناميكية، لا خطية، وغير مستقرة، قد تتجاوز قدرة التحكم المتاحة. وكانت الطائرة F-117A تدعى من قبل إيروديناميكيي لوكهيد أصلاً بـ «الماسة الميؤوسة» «hopless diamond».



الشكل 22 ـ 1 البنية السُطيحية للطائرة المقاتلة الشبح لوكهيد F-117A. (من شركة لوكهيد للتطوير المتقدم، راكسديل).

وفي الطائرة F-117 A يتم تحديد زاوية الهجوم بصعوبة (hard-limited)، بينما تكون زوايا الانزلاق غير محددة عندما تكون عجلة الهبوط مفتوحة من

أجل الهبوطات بوجود ريح عرضية. وعندما تكون عجلة الهبوط في الأعلى يتم القضاء على زاوية الانزلاق من خلال غلق حلقة التحكم إغلاقاً طبيعياً. وتكون الهوامش الطولية السكونية للطائرة F-117A ضعيفة أو سالبة داخل مجال زاوية الهجوم المحدد، لكن يمكن تنفيذ المناورات القتالية الجوية ضمن هذا المجال. ويتم تنفيذ التسلق/الانحدار القاسي (servere pitch) إلى أعلى أو إلى أسفل خارج المجال المحدد لزاوية الهجوم (Farley and Abrams, 1990). وبدون مزايدات (augmentations)، تكون الطائرة غير مستقرة اتجاهياً وعلى مدى واسع من مغلف طيرانها العملياتي.

لدفات الدحرجة والرفع (elevons) الأربع للطائرة F-117A مجال حركة كبير نسبياً 60 درجة إلى الأعلى والأسفل، بحيث تكون ضرورية في التعامل مع العزوم اللاخطية وغير المستقرة ضمن المجال المحدد لزاوية الهجوم. وللسبب نفسه، يكون الذنبان العموديان متحركين بالكامل. كذلك لدى الطائرة F-117A قيادات مكررة أربع مرات لضمان الطيران بالوصل السلكي، باستخدام تقنية الطائرة F-16. وللطائرة مظلة فرملة (braking parachute) مضاعفة بقطر 18 قدماً أي ضعف قطر مظلة الانهيار الحلزوني، وتعتبر ميزة غير عادية لطائرة في الخدمة. وتبلغ سرعة هبوط الطائرة الاسمية 160 عقدة، عند زاوية هجوم 9.5 درجة.

22 ـ 2 قضايا الخط الموازي لسطح الهيكل Paralle-line Planform Issues

يختلف سطح جسم الطائرة نورثروب B-2 عن المثالي من ناحية توزيعات الحمل الإضافية على طول باع الجناح، أو أحمال باع الجناح العائدة لتناظر زاوية الهجوم وللدحرجة. وتشكل كل زاوية داخلية من سطح الجناح، والمشار إليها بالحرف C في الشكل 22 ـ 2، ذروة محلية حادة في التحميل الإضافي لباع الجناح، تماماً كما تفعله أطراف الجناح ذات الشكل المثلثي. لذا يمكن توقع انهيار مبكر على مقربة من الزوايا (Corners) في زوايا الهجوم العالية وفي السرعات الحرجة العالية.

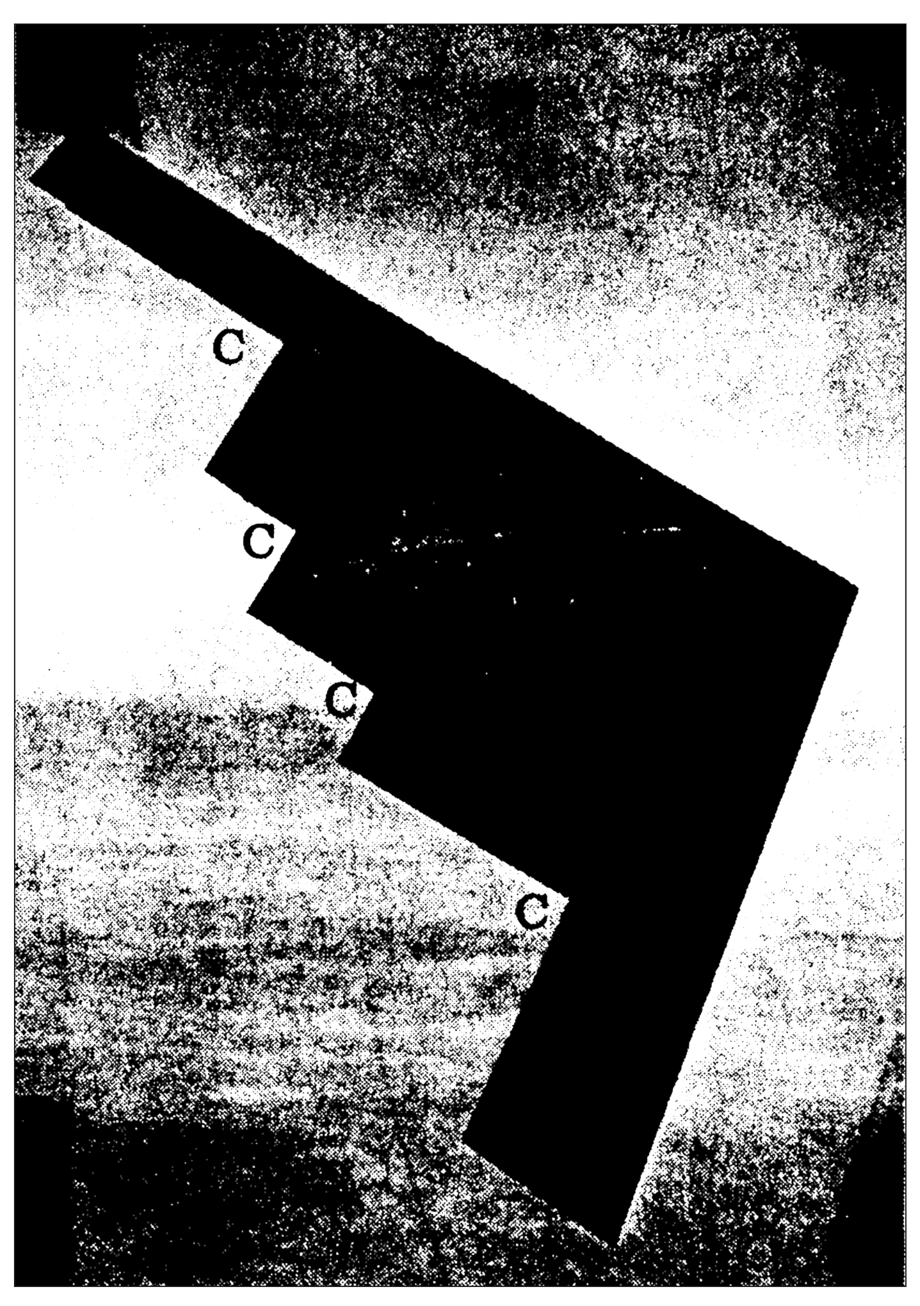
إن اللاخطية الناتجة في تغيرالرفع مع زاوية الهجوم عند الزوايا العالية هي ليست بحد ذاتها مشكلة استقرار وتحكم. ومع ذلك، فإن عزم الانعراج والدحرجة العائد إلى مشتقات الدوران C_{np} وC_{lp}، التي هي عادة بإشارة سالبة، تصبح

موجبة عند قيم زاوية الهجوم العالية المدمجة مع سرعة الدحرجة الزاوية. وتظهر هذه المشكلة في الطائرة B-2 مع محدد زاوية الهجوم وبزيادات الاستقرار الصنعية التي صيغت وفق C_{np} وC_{lp} تحت حدود زاوية الهجوم.

القضية الثانية في استقرار وتحكم الطائرة B-2 هي إزالة الذنب العمودي، التي تتطلب دفات دحرجة مشقوقة (split ailerons) لتوفير عزم انعراج كاستجابة لمدخلات الطيار البشري والطيار الآلي. وتعمل دفة الدحرجة المشقوقة بمثابة أنظمة كبح تفاضلية. حيث إن كبح الفرملة، وبالتالي عزم الانعراج، تكون لاخطية مع فتح الفرملة، التي تتطلب مزيداً من الإحاطة لإنتاج تحكمات عزوم يمكن التنبؤ بها.

وكما هو الحال مع جميع الأجنحة المتراجعة المعزولة، يكون لدى الطائرة B-2 مستوى ضعيف متأصل من الاستقرار الاتجاهي الساكن الموجب. ومع ذلك، فإن خطوط التمفصل المتراجعة للدفات مع قلابة تؤدي إلى عدم استقرار اتجاهي كلما فتحت الكوابح بشكل متناظر في زوايا كبيرة، كجهاز ضبط السرعة. تكون الفرامل المفتوحة نفسها بمثابة أجنحة بنسبة وجاهة ضعيفة، مع مركبات رفع تنتج عزوم اتجاه مزعزعة للاستقرار عندما ينعرج كامل الجناح إلى تيار الجريان. ويتم فتح كوابح السرعة في سرعات تقارب الهبوط، بوضع متطلبات إضافية على المنطق الذي يوفر الاستقرار الاتجاهي الصنعي في السرعات المنخفضة.

إضافةً إلى المستوى الضعيف جداً للاستقرار الاتجاهي السكوني المتأصل (inherent static directional stability) للطائرة B-2، ليس لأجنحتها، مشتق القوة الجانبية للانزلاق، أو $C_{y\beta}$. وهذا ينشأ عنه مشكلة في أجهزة تحكم الطيران، ومنها مكون عداد الدوران والانزلاق (turn and slip) الذي سوف لا يستطيع أن يعمل كمؤشر لانزلاق الطائرة. إن المكون التقليدي لهذا العداد وهي الكرة المنزلقة، يميناً ويساراً هو عبارة عن مقياس تسارع جانبي، تم تدريجه لإعطاء عرض كرة واحدة في زاوية ميل تساوي 4.5 درجة، أو تسارع جانبي يساوي 0.08g، في الطيران المستوي، مع عدم تطور فعلي لقوة جانبية في الانزلاق، وليس هناك تسارع جانبي لإزاحة الكرة. إن مشكلة أجهزة وعدادات الطيران هذه موجودة، بصرف النظر عن مشاكل ديناميك الطيران التي تحدث مع انعدام Cy أساساً.



الشكل 22 ـ 2 الشكل الداخلي للزوايا، المشار إليها بـ C على سطح هيكل الطائرة المقاتلة نورثروب B-2 . هذه الزوايا، هي ناتج الخط الموازي لسطح هيكل الطائرة الشبح، وتوفر قمم محلية ضيقة في توزيعات الحمل الإضافي على امتداد باع الجناح. ويمكن توقع انهيار مبكر بالقرب من الزوايا عند زوايا الهجوم وسرعات الدوران الزاوية العالية.

كانت الطائرة B-2 أول تكوين لسطح هيكل طائرة ـ موازي -parallel) (planform سيتم بناؤه. والمهندسون الذين كانوا راغبين في التحدث عن تطويرها يعترفون أنه كان هناك بعض المفاجآت غير السارة في الاستقرار والتحكم. وربما تستبعد اعتبارات البصمة الرادارية (radar signature) تخفيف التشويهات في حمولة باع الجناح من خلال الجَدل المكاني للجناح للتطبيقات المستقبلية. إن تصحيح قيم C_{np} غير المرغوبة (إشارة موجبة) من خلال الزيادات الصنعية للاستقرار يكون بالتأكيد متاحاً بوجود أنظمة تحكم الطيران الرقمية المعقدة، لكن كمية التصحيح المتاحة تكون محددة في التكوينات الخالية من أذناب عمودية. وهذا لأن قدرة دفة انعراج، أو قابلية توليد عزوم انعراج، تكون صغيرة في تحكمات دفة الدحرجة المشقوقة (مع قلابة) مقارنة بسطوح الأذناب العمودية التقليدية.

22 ـ 3 الأذناب العمودية المحمية والجبهة الأمامية للقلابات Shielded Vertical Tails and Leading-Edge Flaps

يكون للإشارة الرادارية المرتدة من بطن الطائرة الاعتبار الهام إذا كان عمل الطائرة حيث تشكل الرادارات الأرضية المعادية الدفاع الرئيسي بدلاً من الرادارات الجوية أو الفضائية المحمولة. وإن تقاطعات الأذناب العمودية مع الجناح أو سطوح الهيكل تلعب دور العواكس الزاوية (corner reflectors)، في زيادة الإشارة الرادارية المرتدة. وهذا هو السبب الذي يجعل الأذناب العمودية تتوضع بالكامل فوق سطوح أجنحة الطائرات مثل الطائرة لوكهيد F-117A و-F 22 (الشكل 22 ـ 3).

إن للسطح العمودي المحمي من الرادار، بتركيبه فوق الجناح، تأثيراً غير مرغوب لأنه يحجب جريان الهواء على السطوح العمودية عند زوايا الهجوم الكبيرة الموجبة، وينتج من ذلك مغادرات (departures) سابقة لأوانها تؤدي إلى طيران غير متحكم به وانهيار حلزوني. إن إمالة طرفي الذنب العمودي إلى الخارج، كما في تصميمات F-117A وF-22، يهدف إلى وضع أطراف الذنب على الأقل خارج التدفق غير المحجوب عند زوايا الهجوم الكبيرة الموجبة.

إن أهمية الإشارة الرادارية المرتدة من بطن الطائرة قد أظهرها فولكام

Fulghum (عام 1994)، حيث أفاد أن بعض التخفيض في أعداد البوابات تحت الجناح، ولوحات المداخل، وفتحات التصريف كانت مطلوبة لتخفيض ارتداد الإشارة الرادارية من الطائرة F-22، وأن ارتداد الإشارة الرادارية من خطوط اللحام، أو نقاط الاتصال بين السطوح الثابتة أو المتحركة، هي اعتبارات أخرى. وتشكل الحواف الأمامية للقلابات بشكل خاص القلق بسبب خط اللحام السفلي بين القلاب والجناح.

وتكون الطائرة F-22 مجهزة بقلابات ذات حواف أمامية، وتكون الحواف الأمامية لقلاباتها بمثابة المساهم الأكبر في القدرة القتالية للطائرة، بما في ذلك الإعلان عن قدرتها على الطيران المستقر عند زاوية هجوم تساوي 60 درجة. ولقد تم برمجة الحواف الأمامية والخلفية للقلابات مع رقم ماخ وزاوية الهجوم للحفاظ على الاستقرار الجانبي والاتجاهي.



الشكل 22 ـ 3 الطائرة لوكهيد F-22، وتظهر تقاطعات ذنبها العمودي مع الأجنحة التي تكون محمية من الرادارات الأرضية. تم حرف أطراف الذنب العمودي إلى الخارج لحفظ بعض الفعالية عند زوايا الهجوم العالية (من: Lockheed Martin Corportation).



الشكل 22 ـ 4 نموذج النفق الهوائي القريب من سرعة الصوت لتصميم طائرة سلاح الجو الأمريكي المقاتلة متعددة المهام، والمصممة بدون ذنب عمودي. الاستقرار والتحكم الاتجاهي مؤمن من خلال التحكم بشعاع الدفع (thrust vector) وسطوح تحكم لاتعكس إلا إشارات رادارية ضعيفة (NASA photo 93-01934).

22 ـ 4 المقاتلات بدون أذناب عمودية Fighters Without Vertical Tails

لقد أثبت مصممو القاذفة الشبح B-2 أن متطلبات الاستقرار والتحكم للقاذفة دون مستوى سرعة الصوت يمكن ملاقاتها بدون ذنب عمودي. وما هو ليس واضحاً ما إذا كانت المتطلبات القاسية للاستقرار والتحكم بالمقاتلة يمكن ملاقاتها بدون ذنب عمودي.

إن جميع تصاميم دراسة المقاتلة متعددة المهام لسلاح الجو الأمريكي في مخبر رايت لها إما أذناب عمودية صغيرة جداً أو لاشيء على الإطلاق (الشكل 22 ـ 4) (Oliveri, 1994). وإن البديل المفضل للأذناب العمودية الطبيعية هو توجيه شعاع الدفع (thrust vectoring) ودفات الدحرجة المشقوقة مع قلابة. وكانت هذه التحكمات قد استخدمت بنجاح على طائرة البحث المقاتلة ناسا/

بوينغ X-36. وكانت 28 في المئة من النماذج الرشيقة المُقيسة المسيرة عن بعد قد طارت في عام 1997، مع الوصول إلى زاوية هجوم قدرها 40 درجة.

يجب أن يكون لنظام توجيه شعاع الدفع المراد استخدامه ليحل محل المقاتلة بأذناب عمودية، مشغل بعرض مجال ترددي عالٍ، استجابةً إلى إشارات الانزياح في الاستقرار الاتجاهي، فضلاً عن غيرها من أوامر الطيار وإشارات نظام الاستقرار المُتزايد. وما لم تستخدم دفات الدحرجة المشقوقة مع قلابة، لأسباب تتعلق بالسلامة، يبدو الأمر ضرورياً أن تؤمن حلقة زاوية انزلاق توجيه شعاع الدفع، الاستقرار الاتجاهي حتى عند الدفع الضعيف. وبالتناوب، يمكن تحويل محرك الدفع لليسار واليمين عندما يكون هناك حاجة للدفع الضعيف (idle thrust) والتنظيم من أجل الاستقرار والتحكم بالاتجاه.

وعلى كلّ حال، ينبغي على مهندسي الاستقرار والتحكم أن يأتوا مستعدين بشكل جيد في الاجتماعات عندما يكون تصميم الشبح هو الموضوع المطروح.

الفصل الثالث والعشرون

الطائرات الكبيرة جداً

Very Large Aircraft

ليس من المؤكد أن الطائرة كونكورد الأسرع من الصوت ستُتبع بأساطيل من طائرات رحلات النقل المدنية الجديدة الأسرع من الصوت. وعلى أية حال. فإن فكرة بناء طائرات نقل تجارية نفاثة دون سرعة الصوت أكبر وأثقل من الطائرة بوينغ 747 ـ 400 هي شبه مؤكدة، مع كون بعض الطائرات العملاقة النفاثة مثل أيرباص A380 هي بالفعل تحت الطلب. وهكذا، فمن المعقول مراجعة مشاكل الاستقرار والتحكم المتوقعة للطائرات الكبيرة جداً.

23 ـ 1 تأثير الأحمال العالية في الجناح The Effect of Higher Wing Loadings

ستكون حمولات الجناح الأعلى التي على طائرات البوينغ 747 ـ 400 والأصناف المتقدمة من 777 حتمية للطائرات التجارية من فئة 1000 مقعد، فيما إذا كانت هذه الطائرات متلائمة مع سعة المطارات، ومدرجات الهبوط، والممرات، ومرافق الصيانة التي يجب تعديلها لتناسب هذه الطائرة الضخمة، وبما ستكون عليه الأجنحة مطوية أو جنباً إلى جنب، أو في بعض الحالات المتطرفة ستتغير التقنيات الحالية حول حمولات الجناح الأعلى، ولكن من غير المرجح أن يصار إلى تغييرات جذرية في الطائرات التي ستكون مكلفة كما هي الطائرات العملاقة. لقد تمّت دراسة جميع الطائرات ذات الأجنحة العملاقة من قبل مجموعات متعددة، لكن تصميمات بوينغ وأيرباص تظهر بأنها ملائمة للطائرات العملاقة مع بعض الترتيبات والإجراءات المضافة.

يمكن توقع بعضٍ من عواقب الاستقرار والتحكم على استخدام حمولات الجناح العالي في الطائرات الكبيرة جداً. حيث تُعبر حمولات الجناح الأعلى نسبة إلى الممارسة الحالية عن أوزان وقود أعلى بالنسبة إلى القوى الإيروديناميكية المولدة بواسطة الأجنحة وسطوح الاستقرار، وإن التأثيرات الديناميكية لخصخصة الوقود (fuel slosh effect)، وهي ليست مشكلة في الطائرات من صنف بوينغ 747، ستتطلب نظرة تحليلية جديدة في الطائرات العملاقة.

23 ــ 2 تأثير الأجنحة المطوية The Effect of Folding Wings

سيكون للأجنحة المطوية كوسيلة لملاءمة الطائرات الكبيرة في مدارج المطار، وممراته، ومناطق الصيانة فيه تأثير على الاستقرار والتحكم. وفيما يمكن بسهولة إلى حدٍّ ما، طيّ مقاطع الجناح الطويل نسبياً إلى أعلى، إلا أن عملية تقصير الهيكل تبعاً لذلك أمر غير عملي. وهذا يعني أن طول الذنب نسبة إلى باع الجناح سيكون مختزلاً.

سيتأثر بذلك الاستقرار والتحكم الطولي عكسياً في تصميمات الجناح المطوي. وسوف ينتج من ذلك جريان سفلي أعلى وموازن ضبط كبح أكبر. وهنا سيزيد عزم الانعراج العائد إلى الدحرجة. وسيكون لدى طائرة النقل ذات الباع الممتد بعضٌ من سلوك الطائرة الشراعية عالية الأداء، مع ضرورة تسليط ضغطٍ قاسٍ على قدرة دفة الاتجاه لتنسيق الدحرجة. ولكن الأثر الأكثر سلبية والأكثر صعوبة للتصحيح سيكون تخفيض قدرة دفة الاتجاه للتحكم في السرعة البطيئة بوجود محرك عاطل أو متوقف. وحتى بدون الأجنحة المطوية، فقد خفض في مخطط طائرة أيرباص الحالية A380 10 إلى 20 في المئة من طول الذنب نسبة إلى باع الجناح عن تصاميم الطائرات، مثل البوينغ 400-747. ويتوقع أن تتحقق نفس الاتجاهات المضادة في مجال الاستقرار والتحكم، كما حصل في حالة الجناح المطوي، المذكورة أعلاه، في المستقبل القريب، أيضاً.

23 ــ 3 استجابة الارتفاع أثناء التقرب للحط Altitude Response During Landing Approach

إن تجربة الاهتزاز المبكر المُحرض من قبل الطيار مع اختبارات تقارب الهبوط للمكوك الفضائي المداري ALT-FF5 (Powers, 1986) قد أدت إلى بعض القلق حول خواص المكوك، من حيث الحجم الكبير، ومسافة موقع الطيار التي

تتقدم مركز الثقل، والاستجابة المعكوسة للارتفاع مع انحرافات تحكم دفة الاليفون (elevon). فعلى متن المكوك، ستمر أكثر من ثانيتين قبل أن يبدأ الارتفاع بالازدياد في أعقاب خطوة أنف إلى أعلى ناتجة من انحراف دفة الاليفون (Phillips, 1979). ويعطى كليفلاند (F. A. Cleveland) (عام 1970) القيمة 0.8 ثانية لمُوسِط التأخير هذا على الطائرة غالاكسي C-5A كما يخمَن أن تَحكُم مسار الهبوط (glide path) أثناء تقارب الهبوط سيكون غير مرض في أزمنة تأخير تتجاوز ثانيتين.

لقد أعطى تحليل كليفلاند لتأثيرات حجم الطائرة أو المكوك نمواً خطياً لمُوسِط تأخير الارتفاع مع الحجم، بحيث يتم تقييس التأخير الزمني الذي يصل إلى ثانيتين على الطائرة C-5A بحوالى 2.4 مرة، مما يتطلب التحكم المباشر بالرفع أو سطوح كنار. ومن المعروف أن تُسهِم تأخيرات أخذ العيّنات الرقمية في دارة التحكم بالتسلق/الانحدار (pitch control circuit) وتحديد معدل سرعة دفة الأليفون، ساهمت في ميل اهتزاز المكوك الفضائي المُحرض من قبل الطيار. ووفقاً لروبيرت وودكوك (Robert J. Woodcock) (عام 1988):

> **إن التدريب المستمر الشامل [للمكوك الفضائي المداري] قد أدى إلى أداء هبوط جيد جداً (هبوطات سلسة مع تشتت طفيف، في الغالب على المدارج الطويلة، في الهواء الساكن).**

والنتيجة هي أن أحجام الطائرة العملاقة قد تؤدي في الواقع إلى مشاكل في تقاربات الهبوط تتعلق بالاستجابات المتأخرة للارتفاع التالية لمداخلات تحكم الغوص، ومميزات التصميم الخاص لتصحيح المشكلة.

إن المعيار البديل لاستجابة التحكم في الطائرات العملاقة هي الاستجابة العامة لدخل التحكم المفاجئة، كما هو مبيّن في الشكل 10 ـ 5. ولقد قارن كلٌّ من غرانثام (Grantham)، وسميث (Smith)، وبيرسون (Person)، وماير (Meyer)، وتينغاس (Tingas) (عام 1987) جودة طيران الطائرة العملاقة بمتطلبات الاستجابة العامة للغوص من المِقيَس MIL-F-8785C. وتم تحديد التأخيرات الزمنية الفعّالة القصوى من 0.1 إلى 0.12 ثانية في المِقيَس MIL-F-8785C، على أساس اختبارات الطائرات التكتيكية الصغيرة. وقد تكون هذه المتطلبات صارمة للغاية للطائرات الكبيرة إجمالاً، لكن بعمليات ذات ربح عالٍ جداً. وبشكل مرضٍ، أو في المستوى الأول، تم الحصول على جودة الطيران في محاكي الطائرة لوكهيد 1011 ـ فئة طائرة النقل، لتأخيرات الزمن الفعالة من 0.15 ثانية،

باقتراح حتى القيم المقبولة الأكبر من أجل الطائرات العملاقة. فعلى سبيل المثال تقارن فعالية المحور الطولي الديناميكي للطائرة بوينغ 777 ببعض الطائرات المقاتلة.

يقترح جون جيبسون (John Gibson) (عام 1995) أن السبب في الاستجابة البطيئة المرصودة للمكوك الفضائي المداري هو في قوانين التحكم الضعيفة بالإضافة إلى حجم المكوك، حيث إن زيادة تجاوز السرعة الزاوية للتسلق/ الارتفاع في التسلق إلى أعلى سيحسّن من التباطؤ المرصود لاستجابة زاوية مسار الطيران. وهذا يوحي بأن المزيد من المرونة في تقنية الطيران بالوصل السلكي يمكن أن يوفر السرعة الضرورية للاستجابة في الطائرات الكبيرة بدون تطلب مميزات خاصة مثل التحكم المباشر بالرفع أو الكنارات.

23 ــ 4 الديناميكيات الطولية Longitudinal Dynamics

إن مميزات طيران الطائرات الكبيرة الحالية مثل الطائرة لوكهيد غالاكسي C-5A يمكن أن تقدم بعض الأدلة بالنسبة إلى ما يمكن توقعه من مَركبات كبيرة جداً للمستقبل. على سبيل المثال، يقترب تردد اهتزاز الدور القصير الطولي للطائرة C-5A من اهتزاز الدور الطويل الفيغوئيد (Mueller, 1970). حيث عادة، ما يكون تردد اهتزاز الدور القصير أعلى بكثير من تردد اهتزاز الدور الطويل.

وهذا ليس بالأمر المفاجئ، باعتبار أن تردد اهتزاز الفيغوئيد يعتمد فقط على السرعة الجوية الحقيقية للطائرة وهي ثابتة مع حجم الطائرة. إلا أن تردد الدور القصير للطائرة يكون متناسباً مع الجذر التربيعي للكمية (مربع البعد الخطي مقسوماً على عزم الغوص العطالي) (Inertial pitching moment). تتغير هذه التركيبة من المُوسِطات بشكل تقريبي مع معكوس البعد الخطي، مثل باع الجناح أو طول الهيكل، مما يعني ضمناً التردد المنخفض لاهتزازات الدور القصير للطائرات الكبيرة.

والنتيجة العملية، وفقاً لمولر (Muller)، أنه من الصعب ضبط مُوازن الطائرة C-5A في سرعة طيران معيّنة. ويذكر تقرير الطيارين أن الطائرة تتيه حول نقطة ضبط المُوازن (trim point).

ويمكن مصادفة مشاكل إضافية للديناميكيات الطولية على الطائرات العملاقة كنتيجة للترددات المنخفضة للأنمطة المرنة.

23 ـ 5 استجابة الدحرجة للطائرات الكبيرة Roll Response of Large Airplanes

بيّنت تجربة استجابة دحرجة الطائرة C-5A أوجه قصور للمتطلبات الحالية المراد تطبيقها على الطائرات الكبيرة حقاً. وقد كتب وليام غرانتام (William D. Grantham) (عام 1983) تقريراً حول ذلك قائلاً.

> **في البدء تم إنفاق الجهد الكبير والمال على الطائرة C-5A في محاولة لتلبية متطلب الدحرجة بزاوية قدرها 8 درجات بالثانية الواحدة. وقد ثبت في وقت لاحق من اختبارات الطيران أن خواص التداول مع الطائرة C-5A مقبولة تماماً، ولكن مع أقل من نصف هذه القدرة على الدحرجة.**

وهذا يعني أن هناك حاجة للبحث والتحري الدقيقين لتحقيق متطلبات زمن ـ إلى ـ انعطاف (time-to-bank) في الطائرات العملاقة، لتجنب التصاميم المعقدة (overdesign).

23 ـ 6 الطائرات الكبيرة ذات الاستقرار الطولي السكوني المُخفض Large Airplanes with Reduced -Static Longitudenal Stability

في مقالة حول الاستقرار المُتزايد لطائرة كبيرة، ومرنة، يظهر أن الطائرة بوينغ 777، أثارت غريتا وورد (Greta Ward) (عام 1996) ملاحظة هامة حول تحديدات الاستقرار الطولي السكوني المُخفض عندما يطبق على الطائرات الكبيرة. إن الاستقرار الطولي السكوني المُخفض ميزة جذابة للطائرات بعيدة المدى، ولتخفيض مُوازن الكبح واستهلاك الوقود أثناء الطيران التطوافي. وفي أي تطبيقات من هذا القبيل، يتوجب على المصمم المحافظة على هامش متاح لقدرة التحكم الطولي للاسترداد من المفاجآت غير المقصودة، وهي المفاجآت التي كانت ستلقى معارضة من خلال الاستقرار السكوني في طائرات الاستقرار الطولي الطبيعي.

يتغير عزم الغوص العطالي بالقوة الخامسة لطول الهيكل، بينما يتغير عزم الغوص الأعظمي (maximum pitching) المتاح الناتج من سطح الذنب الأفقي بالقوة الثالثة لطول الهيكل. وهذا ينطوي على الحد الأعلى لطول الهيكل وحجم الطائرة إذا استخدم الاستقرار الطولي السكوني المُخفض.

23 ـ 7 الطائرات الكبيرة فوق الصوتية Large Supersonic Airplanes

من المرجح أن يكون خلف طائرة الكونكورد والأسرع من الصوت، طائرة

ضخمة، على غرار ما ذكر في هذا الفصل. وستحمل هذه الطائرة مشاكل الاستقرار والتحكم المرتطبة بأجنحة نسبة الوجاهة القليلة للطائرات الفوتية والبطيئة معاً، ولعل استعراض هذه المشاكل مجتمعة (Steer and Cook, 1999)، يعيد إلى الأذهان تجربتنا مع الكونكورد. ويستنتج مؤلفا هذا الكتاب أن سطح الجسم، أو سطح الكنار، سيكون مطلوباً بدلاً من سطح الذنب المستخدم في تصميم بوينغ/ناسا لطائرة النقل التجارية عالية السرعة (HCST).

23 ـ 8 ملاحظات ختامية **Concluding Remarkes**

إن مشاكل الاستقرار والتحكم التي يمكن مصادفتها في الطائرات العملاقة (1000 ـ مقعد) يمكن أن تكون متوقعة. ونفترض بأن التوافق مع المرافق الأرضية الحالية سوف يقيّد حجم الطائرات في نفس الوقت الذي يتزايد فيه الوزن. وتكون المشاكل التالية متوقعة:

- تأثير خضخضة الوقود الديناميكي الأكثر بروزاً وتأثير النمط المرن الأكثر حدة؛
- زاوية الانعراج متزايدة ومنعكسة في الدحرجة وقدرة دفة الاتجاه المُخفضة للتحكم في السرعات البطيئة بوجود محرك عاطل، وذلك بسبب طول الذنب المُخفض نسبة إلى طول باع الجناح؛
- المُتطلب المُحتمل للتحكم المباشر بالرفع أو الكنارات، للتغلب على تأخير استجابة الارتفاع لتحكم الغوص (pitch control)؛
- مشاكل ضبط المُوازن كنتيجة لدمج ترددات الدور القصير والفيغوئيد للحركة الطولية؛
- السيطرة على التصميم الزائد المعقد (overdesign) ما لم توجد الملاءمة زمن ـ انعطاف المطلوبة وإيجاد المعايير المقبولة لتأخير التحكم؛
- إن تخفيض الاستقرار الطولي السكوني من أجل أقل استهلاك وقود في الرحلة يمكن أن لا يكون متاحاً بسبب التحكم المحدد لعزوم الغوص (pitching moments) الضرورية للاسترداد من المفاجآت؛
- تعقيد نظام التحكم بالطيران لاستيعاب مناورة التحكم بالحمولة وتخفيف وطأة العاصفة.

الفصل الرابع والعشرون

العمل الذي يتعين القيام به

Work Still to be Done

لقد تقدم الاستقرار والتحكم على مر السنين في مسارين، ففي الأصناف التي يمكن أن تُدعى «أساسية» و«تفاعلية»، كانت التطويرات الأساسية مثل معادلات الاضطرابات الصغيرة للحركة ومتطلبات جودة الطيران لسوليه وجيلروث، قد وجدت نتيجة عبقرية مطوريها ليس إلا. ويبدو أن هذه التطويرات قد جاءت في الوقت المناسب حينئذٍ عندما حان الوقت لذلك، وليس لمواجهة أزمات راهنة.

الصنف الثاني من انبثاقات السيطرة والتحكم، هي تلك التي جاءت لتلبية الحاجة الفعلية وهي، ليست أقل أهمية أو جدارة بالثناء. لقد نمت الطائرات بكثافة أكبر، وطارت أعلى وأسرع، كما أن الطيران نفسه تطور. وكل امتداد جديد في التصميم والأداء، مثل الطيران بسرعة قريبة من سرعة الصوت، والأجنحة المتراجعة، جلب للاستقرار والتحكم تحديات واستجابات جديدة من قبل الباحثين والمصممين الملهمين.

ومن السهل التوقع بأن المستقبل سيجلب المزيد من المكاسب في أداء الطائرة، حاملة معها تحدياتٍ وردودَ فعلٍ جديدة طازجة للاستقرار والتحكم. ولكن هل هناك مزيد من تقدم أساسي سيحصل؟ وهل هناك ثغرات من جهل منهجي تمّ تجاوزها؟ وهل هناك صياغات كبيرة سيتم العثور عليها؟ هذا بالتأكيد هو واقع يجري كشفه ودراسته حالياً.

إن أحد الأسباب الموجبة للاعتقاد بذلك هو النمو المدهش في نظرية استقرار الطائرة والتحكم بها التي عُطلّت في نهاية الخمسينيات، حيث كانت خسارة لأجيال من العمل في هذا الميدان. وهذا حصل عندما أصبحت NACA القديمة ما أصبحت عليه ولجميع الأغراض «وكالة الفضاء» ناسا (NASA) في عام 1958. ويمكن للمرء أن يتكهن آسفاً عمّا كان يمكن أن يتحقق من الاكتشافات الأساسية الجديدة في استقرار الطائرة والتحكم بها من قِبَل إناس مثل هاري كويت، وروبيرت جيلروث، وكريستوفر كرافت، وجوزيف لوفتوس، وتشارلز ماثيوس، ووالتر وليامز الذين لم يكن قد تم استدعاؤهم لبرنامج فضاء الناسا في هيوستن، كودارد، ومراكز فضاء أخرى. وخسائر مماثلة في الميدان حدثت طبعاً في مراكز البحوث، والجامعات، والمصانع في جميع أنحاء العالم، عندما ابتدأ العمل في برامج الفضاء في تلك الأماكن.

لقد رعى سلاح الجو الأمريكي بحوثاً في الطيران، بصورة منفصلة عن الأبحاث ذات الصلة بالفضاء، واختفى دوره في هذا المجال تقريباً في أواخر الخمسينيات بمرسوم من الجنرال الذي كان يرأس البحث والتطوير في سلاح الجو. وكان اهتمام سلاح الجو بأبحاث الفضاء ليس فقط للقيام بمهمة في الفضاء، وإنما ليكون المدير الوحيد لبرنامج الفضاء الأمريكي. ولم يوقف سلاح الجو دعمه لبحوث الفضاء حتى أعلن الرئيس أيزنهاور أن الناسا وحدها ستدير جهد الفضاء الأمريكي.

هذا، ولقد جلبت الآونة الأخيرة خسائر إضافية في تسرب مواهب بشرية واعدة من حقل الطيران إلى حقول أخرى مثل التقنية الحيوية، والبيولوجيا الجزيئية، وعلوم المواد، والكمبيوترات، والاتصالات، التي تميزت بالحداثة والبريق التي كانت في يوم ما صفات جاذبة مرتبطة بالطيران. ومن جهة أخرى، فإن الالتحاق في دورات الطيران لا تزال مكلفة وذات مستوى متشدد في جميع أنحاء العالم، ما يرفد مواهب جديدة إلى هذا الميدان.

هناك عدد قليل من من نواحٍ أساسية في استقرار الطائرة والتحكم بها يبدو أنه قد تم تجاوزه عرضاً، وهو كما يلي:

● هناك حاجة إلى نظرية عامة للتحكم بالمسار العمودي في تقاربات الهبوط اليدوي. وينبغي أن تكون النظرية قادرة على التنبؤ عن الحدود العليا

للدفع، وتأخيرات استجابة الغوص، والتحميل العائد إلى انحراف تحكم الغوص لأي حجم من حجوم الطائرات. وينبغي أن تعرف النظرية أيضاً التطبيقات التي فيها يكون التحكم المباشر في الرفع بحاجة إلى تحكم المسار العمودي.

● هنالك حاجة إلى تحسين طريقة التنبؤ بالانهيار قبل وأثناء وبعد حدوثه، ولفرز التأثيرات العامة لمميزات انهيار الجناح، ومساهمات الذنب بذلك بالإضافة إلى، شكل الهيكل. ويستخف باحثو الناسا بمعيار التصميم الأولي TDR/TDPF للستينيات بدون تقديم أي شيء أفضل.

● هناك حاجة إلى طرق تخمين عامة للتعامل مع التشغيل الأرضي بعد الإقلاع والهبوط، بما في ذلك البيانات عن حالة الإطارات الحديثة والدعامات (struts). ويمكن للنماذج الرياضية الموثوقة توقع الحاجة إلى الاستقرار المُتزايد أثناء الدرج الأرضي وصعوبات التوجيه أثناء الرياح العرضية.

● من الضروري تعميم المعرفة في تأثيرات المرونة السكونية (aeroelastic effects) في الاستقرار والتحكم، وأن يتم تجديدها دورياً، وجعلها سهلة التناول للمصممين العاديين. وقد يعتقد الخبراء في حقل المرونة (aeroelastic filed) أن هذا الموضوع مفهوم جيداً، في الوقت الذي تبقى المرونة السكونية إشكالية في معظم مستويات العمل لمهندسي وحقل الاستقرار والتحكم. وليس هناك من شيء يشبه الثقة التي يشعر بها هؤلاء المهندسون وهم يعملون على معادلات حركة الجسم الصلب أو مع تصميم مُزيد الاستقرار.

● من الضروري إعادة النظر في مناورة الهبوط، وخصوصاً الطائرات الخاصة الصغيرة. وحتى مع تحكمات الطيران الآلية، للوصول إلى مستويات جديدة من الوثوقية والكلفة المنخفضة، وسيكون من المحتمل أن يُهبط الطيارون الخصوصيون (private pilots) المستقبليون مَركباتهم يدوياً. ولأن الهبوط الجيد من الصعب جداً تنفيذه، فإن الوقت الذي يقضيه الطيارون الآن في التدريب الذي يركز بصورة أساسية على عمليات الإقلاع والهبوط يذهب هدراً، وأن الحاجة إلى وسائل ميكانيكية فاعلة، بدلاً من الإجراءات الجديدة وحدها، ستكون ضرورية.

● ينبغي على وثوقية نظام تحكم الطيران بالوصل السلكي أن تصل إلى

مستويات عالية جديدة، باعتبار أن النقل العام الآن محمول بمَركبات تطير بالوصل السلكي، وأن القلق الخاص للاهتزازات المحرضة من قبل الطيار قد تظهر تحت ظروف لم تصادف بعد في المَركبات الخاصة. كما ينبغي على مهندسي الاستقرار والتحكم توفير المشورة للصناعة حول معيار التصميم، والاختبار، والتدريب الملائم وطرق تسجيل ساعات الطيران.

إن ما ذكر في مهام الاستقرار والتحكم غير منتهٍ، ولاتزال المشاكل الأساسية موجهة إلى باحثي المستقبل، والمصممين، والمخترعين، بالإضافة إلى العمل التفاعلي الذي سيظهر كنتيجة للتقدم في مجالات الطيران الأخرى.

السيرة الذاتية القصيرة
لبعض وجوه الاستقرار والتحكم

أبزوغ، مالكولم (.Abzug, Malcolm J) ولد عام 1920، في نيويورك، بكالوريوس علوم (1941) من MIT. ماجستير علوم (1959)، دكتوراه هندسة (1962) من جامعة كاليفورنيا في لوس أنجلوس. بعد عمل المختبر الحكومي، التحق بشركة دوغلاس للطيران، حيث كان المهندس الرئيسي في الاستقرار والتحكم للطائرات A2D-1, A4D-1. وكانت خبرته الصناعية الأخيرة في شركة سبيري جيروسكوب، أنظمة TRW، ونورثروب على برامج الطائرات ,A-9A .YF-17, B-2

هارا، رالف (A'Harrah, Raliph) ولد عام 1931 في فارين، بنسلفانيا. بكالوريوس طيران (1955)، جامعة الدولة في بين. تأرجح عمله المهني بين طيران شمال أمريكا، وزارة الدفاع الأمريكية، والناسا. لقد استخدم محاكي طيران القاعدة الأرضية كأداة في حل مشاكل ديناميكي الطيران المرتبطة بالطيران الخطر. وعلى لوحة آغارد لميكانيك الطيران، كان قد طوّر معيار جودة طيران .V/STOL

أندرسون، سيث (.Anderson, Seth B) ولد عام 1918 في لوس ألتوس هيل، كاليفورنيا. بكالوريوس علوم (1941). ماجستير علوم (1942)، من جامعة بيرديو. تناول عمله الطويل لدى NACA والناسا التعامل مع متطلبات الجودة في الطائرات التقليدية وV/STOL. وهو المؤلف الرئيسي لتقرير أكارد 577 على معيار التعامل مع V/STOL.

أشكيناز، أيرفينك (.Ashkenas, Irving L) ولد عام 1916 في نيويورك، بكالوريوس علوم (1937)، ماجستير علوم وكهرباء (1938)، وطيران (1939)، من معهد كاليفورنيا للتكنولوجيا. لقد بدأ عمله في الاستقرار والتحكم في الصناعة،

وأولاً في طيران شمال أمريكا، ثم مع الطائرة نورثروب P-61 في الكوابح كدفات تدوير ومتطلبات التصميم من أجل تحكمات القدرة وأنظمة الشعور الحسي للطائرة XB-35. وهو المشهور من أجل تطبيق نظرية الطيار في الحلقة من أجل تنبؤ جودة الطيران، والمشارك في تأليف كتاب **ديناميك الطيران والتحكم الآلي**.

بيرستو، ليونارد (Bairstow, Leonard) 1880 ـ 1963 هاليفاكس، يورك شاير، المملكة المتحدة، المعهد الملكي للعلوم، لندن. كانت مساهمات بيرستو الرئيسية في الاستقرار والتحكم هي الامتداد لمعادلات الحركة لبراين إلى حالة الطيران المستقر غير المتناظر وتطوير الطرق الفعالة لاستخراج الجذور، وكلاهما أُعطي في عام 1914. وكانت الطبعة الثانية لكتابه **الإيروديناميك التطبيقي** عام 1939 المرجع المفيد للاستقرار والتحكم لسنوات.

بارنيز، آرتور (Barnes, Arthur G.) ولد عام 1929 في ويغان، المملكة المتحدة. بكالوريوس علوم (1950) من جامعة مانشيستر سلاح الجو الملكي وطيار سلاح الجو روكس. عمله في صناعة المملكة المتحدة من عام 1954 إلى عام 1990 بما في ذلك البحث والتطوير لتحكمات الطيران، جودة الطيران، ومحاكي الطيران. لقد اقترح بارنيز مقدار تقدير القيمة الرقمي الأصلي لرأي الطيار عن جودة الطيران. وهو مستشار كانغيل تكنيسك هوغسكولا (KTH) وساب (SAAB) في السويد.

بيهرل، وليام الابن (Bihrle, William, Jr.) ولد عام 1925 في نيويورك، بكالوريوس طيران (1945)، من معهد بوليكتنيك رينسيلار. لقد ساهم بيهرل في تصاميم الاستقرار والتحكم لطائرة الجمهورية F-105 والطائرة XF-103. واخترع مُوسِط توقع التحكم الكثير الاستعمال للتسلقات العمودية ولعب الدور الأساسي في تطوير التقنيات المتقدمة للموازن الدوار للحركة الحلزونية في النفق الهوائي وفي طرق تحسين الاستقرار والتحكم بزاوية هجوم عالية.

باومان، جيمس الابن (Bowman, James S., Jr.) ولد عام 1924 في بورلينغتون، كارولينا الشمالية. بكالوريوس (1951) المعهد الحكومي. خبير قيادي بالإنهيار الحلزوني في الناسا، استشير باومان مع المصممين العسكريين والتجاريين بمشاكل الحركة الحلزونية لسنوات عديدة. هو المؤلف والمؤلف المشارك لأكثر من أربعين تقريراً على الانهيار الحلزوني، بما فيها تقرير الناسا TP 2939 على توزيع الضغط في سلوكيات الانهيار الحلزوني.

برات، روبيرت (.Bratt, Robert W) ولد عام 1918 في باليساد، ميشيغان. بكالوريوس (1941)، ماجستير (1942) من جامعة ميشيغان. كان برات مهندس الاستقرار والتحكم في قسم السيكوندو لدى دوغلاس. كان رائداً في تطبيق الحواسيب الرقمية على مناورة الطيران. وحل مشاكل عدم استقرار هبوط المَركبة المتضمن للمرونة والترابط العطالي. كما أصبح فيما بعد مدير التصميم الأولي في شركة نورثروب.

بـروهـاوس، والـديـمـار (.Breuhaus, Waldemar O) ولـد عـام 1918 فـي لويل، أوهايو. بكالوريوس طيران (1940) من معهد كارينجي التقني، ماجستير (1961) من جامعة نيويورك الحكومية في بوفالو. كان بروهاوس مسؤولاً عن الاستقرار والتحكم في فوت ـ سيكورسكي خلال الحرب العالمية الثانية. في مخبر الطيران لدى كورنيل، لاحقاً غالسبان، كان مسؤولاً عن تطوير الاستقرار المتغير للطائرات B-26 وT-33، حيث استخدم هذه الطائرات في بحث جودة الطيران.

بــرايــان، جــورج هــارتــلــي (Bryan, George Hartly) 1864 ـ 1928 كامبريدج، جامعة كامبريدج في المملكة المتحدة. إن مساهمة برايان التذكارية في هذا الحقل كانت في معادلات حركة الطائرة، المطورة في عام 1911 في الشكل الأساسي الحديث من الدراسة الأولى (مع ويليامز) في عام 1904. ووجه فيما بعد مساهماته في نظرية التدفق المضغوط.

كـانـتـريـل، كـوي (.Cantrell, Coy R) ولـد عـام 1924 فـي مـيـسـكـوجـي أوكلاهوما، بكالوريوس (1953)، ماجستير (1954) من معهد كاليفورنيا التقني. بدأ عمل كانتريل الطويل في شركة التطوير المتقدم لوكهيد (أعمال الظربان) في عام 1954. تقاسم مسؤولية الاستقرار والتحكم للطائرة SR-71، نموذج هيف بلو، والطائرة F-117A، حيث صمم نظام قياس البيانات لها. وكان مشاركاً أيضاً في نموذج المقاتلة التكتيكية المتقدمة YF-22A.

كوك، ميـتشيـل (.Cook, Michael V) ولـد عـام 1942 فـي كـلـوشـيـسـتـر، المملكة المتحدة. بكالوريوس علوم (1965) من جامعة ثاوهامبتون، ماجستير علوم (1967) كلية الطيران غرانفيلد. لدى شركة الطيران الآلي أيليوت المحدودة كان كوك قد شارك في بحث وتصميم نظام تحكم الطيران للطائرة البحرية المروحية HM2، الحوامة ويستلاند لينكس، الطائرة بانافيا تورنادو، وطائرة

الطيران بالوصل السلكي جاكوار. ولقد درس في معهد غرانفيلد، وألّف كتاب **مبادئ ديناميك الطيران** (1997).

كوك، وليام (.Cook, William H) ولد عام 1915 في بلينفيو، تكساس. بكالوريوس علوم وماجستير كهرباء (1934)، من معهد رينسيلار التقني، ماجستير علوم (1938)، من معهد MIT. كان كوك مصمم النفق الهوائي عالي السرعة لشركة بوينغ، وكان مشتركاً في تطوير الاستقرار والتحكم للعديد من تصاميم بوينغ، بما فيها B-29, XB-47 و077. وكان المخترع المساعد لمخمد الاتجاه الإلكتروني للطائرة B-47، وكان فريداً من نوعه.

كووبر، جورج (.Cooper, George E) ولد عام 1916 في بيرلي، انديانا. بكالوريوس علوم (1940)، من جامعة كاليفورنيا. دمج في عمله في /NACA NASA الهندسة وبحث اختبار الطيار ليصبح المساهم المهم في الاستقرار والتحكم. هو كووبر لنظام تقدير القيمة كووبر ـ هاربير لجودة التعامل، ومؤلف **مذكرات الناسا التقنية** التي هي نصوص لاختبار الطيارين في مدارس التدريب.

سزينيزنهايم، جوزيف (Czinczenheim, Joseph) 1919 ـ 1994 هنغاريا. السوربون، المركز العالي للميكانيك، باريس. لقد عمل على مشاكل الاستقرار والتحكم لطائرة الإقلاع القصير بريغيت 941، الطائرة بريغيت تاوون القريبة من سرعة الصوت، والطائرة باك ـ بريغيت ـ داسو جاكوار. ولاحقاً، كان قد شارك مع شهادة طائرة النقل التجارية داسو ومع الاستقرار والتحكم للعديد من نماذج الطائرات الإسرائيلية.

دوتش، كارل (Doetseh, Karl-H) ولد عام 1910 في كالدينهوسين، ألمانيا. دبلوم مهندس (1934)، من معهد آخن، دكتور مهندس (1943)، من جامعة برلين التقنية. هو الأستاذ الألماني عالم الطيران، بالإضافة إلى 3000 ساعة كطيار اختبار. مساهماته في تحكم الطيران بالوصل السلكي (آفرو 07C7، Do 27، بيمبروك)، محاكي الطيران، تسجيل الطيران، وتحكمات الطيران المتقدمة. ترأس لجنة ميكانيك الطيران آكارد وبذل الجهود الخاصة لتوسيع التعاون الدولي في البحث والتعليم.

دونكان، وليام جولي (Duncan, William Jolly) 1894 ـ 1960 هيلهيد، غلاسكو. دكتوراه في العلوم من جامعة لندن. كان دونكان المؤلف المساعد

للكتاب الدراسي المهم **المصفوفات الأولية**، ومؤلف كتاب **الاستقرار والتحكم بالطائرة** عام 1952. وكانت مساهماته الأخرى في نظريات دقة العمق المعكوسة، انقطاع جريان الذيل، المشتقات الإيروديناميكية، وعزوم مفصل القلاب.

دان، أورفيل (Dunn, Orville R.) 1916 ـ 1997 واين، بنسيلفانيا. بكالوريوس (1939)، MIT. كان دان مدير الاستقرار والتحكم في قسم الطيران سانتا مونيكا دوغلاس أثناء تصاميم طائرات النقل DC-4, C-74, DC-6, DC-7, DC-8. ولقد أنتج طرق التحليل لقوة التحكم المُخفضة من خلال أنظمة جُنيح التعيير المختلفة. ونظر في شهادة الطائرة DC-10 كونه مدير الإيروديناميك.

أفريموف، ألكساندر (Efremov, Alexander V.) ولد عام 1944 في مدينة غوركي، الاتحاد السوفييتي. دكتوراه فلسفة (1973)، دكتوراه علوم (1996)، من معهد موسكو للطيران. لقد اشترك الدكتور أفريموف في تصاميم نظام تحكم الطيران للمَركبة الفضائية بوران، المنطاد ALA-40، والطائرات TU-204 و IL-96 بوصفه خبيراً في ديناميك الطيران والتحكم والطيار في الحلقة. وهو عضو في لجنة أنظمة التحكم والتوجيه SAE.

أيتكين، برنار (Etkin, Bernard) ولد عام 1918 في تورونتو، كندا. بكالوريوس علوم (1941)، ماجستير علوم (1947)، من جامعة تورونتو، دكتور مهندس (شرف) (1971)، من جامعة كارلتون. لقد عمل الدكتور أيتكين لمدة طويلة كمهنة في جامعة تورونتو، ويصبح أستاذ جامعة في عام 1982. وكتب ثلاثة نصوص في الاستقرار والتحكم التقليدي، والتي لها طبعات ألمانية، روسية، وصينية. وقدم أيتكين العديد من المساهمات لنظرية ديناميك الطيران، المتضمنة الطيران في الاضطراب، وفي ديناميك الاستقرار الطولي عند الارتفاع العالي.

غيتس، سيدني (Gate, Sidney B.) 1893 ـ 1973، واتون، إنكلترا. كان غيتس العالم النظري اللامع الذي أدى عملاً رائعاً في تحليل الحركات الحلزونية والتنبؤ لاسترداد الحركة الحلزونية بتسهيلات دنيا. وهو المسؤول عن مُوسِطات جودة الطيران الهامة للهوامش السكونية والمناوراتية وقوة العصا بـ g. وبرهن مع ستيفينس تأثير كثافة الهواء في الحركات الحلزونية. وإن نطاق عمله في الاستقرار والتحكم عريض حقاً، حيث كان غيتس النظير البريطاني لجيلروث في بحث جودة الطيران.

غي، براين (Ge, Brian) ولد عام 1933 في مانشيستر، المملكة المتحدة. بكالوريوس علوم (1954)، من جامعة مانشيستر. كان غي في الفضاء البريطاني على رأس فريق تصميم أنظمة تحكم الطيران، في وارتون، ومرتبط مع الطائرة جاكوار وطيران جاكوار بالوصل السلكي، تورنادو، EAP، المقاتلة الأوروبية، وهاريير RAE VAAC. وكانت مساهماته الأساسية في حقول متطلبات العناصر، خصائص تحكم الطيران الرقمي، نظام حذف التداخلات لنمط الطيران بنية/تحكم.

جيرا، جوزيف (Gera, Joseph) ولد عام 1937 في سزينتس، هنغاريا. بكالوريوس طيران (1961)، من جامعة أوبيرن، ماجستير في الميكانيك التطبيقي (1965)، من جامعة فرجينيا. لقد ساهم جيرا في فهم تأثيرات معدلات الريح في استقرار الغوص في مركز بحث طيران درايدن لدى لانجيلي الناسا. وقاد الجهود في درايدن لمكاملة المحاكيات داخل بحث الطيران ولقياس هوامش الاستقرار بـ «الزمن الحقيقي» لهذه الطائرة كـ X-29A.

جيبسون، جون (.Gibson, John C) ولد عام 1929 في سواتو، الصين. ماجستير علوم (1958)، من غرانفيلد، دكتوراه فلسفة (1999)، من جامعة ديلف التقنية. عمل لدى الكهرباء الإنكليزي/الفضاء الإنكليزي، في الأعوام 1952 ـ 1992، على أنظمة تحكم الطيران للبرق، الطائرة TSR-2، والطائرة جاكوار وطور طرق تصميم جديدة للتعامل مع الطيران بالوصل السلكي والمعيار للطائرة تورنادو، جاكوار BAe FBW، برنامج الطائرة التجريبية (EAP)، المقاتلة الأوروبية، و VAAC هاريير (التحكم بشعاع الدفع). وهو المسؤول عن طور ـ ربح، الإنحدار، ومعايير أخرى مستخدمة لمنع الاهتزازات المحرضة من الطيار بالتصميم.

جيلروث، روبيرت (.Gilruth, Robert R) 1913 ـ 2000، ناشووك، مينيسوتا. ماجستير من جامعة مينيسوتا. التحق في الناسا في عام 1937. مساهماته الكبرى في الاستقرار والتحكم كانت الطرق التصميمية للاستقرار الطولي السكوني وأداء الدوران والمجموعة الكاملة الأولى لمتطلبات جودة الطيران. وكان لاحقاً مدير مركز العربات الفضائية المأهولة في الناسا. ولقد تقاعد في عام 1973 وكان مستشار الناسا من عام 1974 ولغاية عام 1983.

غلوريه، هيرمان (Glauert, Hermann) 1892 ـ 1934، شيفيلد، المملكة

المتحدة. بكالوريوس علوم (1915)، من معهد ترينيتي، كامبريدج. كان عمل غلوريه البارز في الرفع غير المستقر، نظرية مقطع الجناح، فعالية سطوح التحكم، ونظرية المروحة. أنشأ التأخر في نظرية الجريان السفلي الذي يفسر تخميد التناقضات في نمط الدور السريع للحركة الطولية. وهو الأول الذي جعل اللابعدية في معادلات حركة الطائرة.

غويت، هاري (Goett, Harry J.) ولد عام 1910 في نيويورك. بكالوريوس علوم (1931)، من هولي غروس، وبكالوريوس علوم (1933)، من جامعة نيويورك. لقد أتت مساهماته الهامة للاستقرار والتحكم لدى NACA، على طرق تنبؤ جودة الطيران من اختبارات النفق الهوائي. كان مسؤولاً عن أنفاق آميس الهوائية الكبيرة لدى الناسا، وأدار بحث الاستقرار والرفع الكبير على الأجنحة المتراجعة. وأصبح لاحقاً مدير بحث كودارت في الناسا.

غوتو، نوروهيرو (Goto, Norohiro) ولد عام 1943 في ساسيبو، ناغازاكي، اليابان. بكالوريوس هندسة (1966)، دكتوراه هندسة (1977)، من جامعة طوكيو. لقد طور الدكتور غوتو طرق التعرف على سلوك طيار ـ تحكم في أنظمة تحكم الطائرة العملية متعددة المداخل متعددة المخارج. وطور في جامعة كيوشو نظام تحكم طيران مستقل لمنطاد مراقبة مُسير. لقد كان أحد الباحثين المشاركين NCR في مركز بحث آميس في الناسا والعالم اللامع في MIT.

غراهام، دونستان (Graham, F. Dunstan) 1922 ـ 1992، برينستون. بكالوريوس علوم كهربائية (1943)، ماجستير علوم كهربائية (1947)، جامعة برينستون. نفذ غراهام تحليلاً مبكراً للترابط العطالي على طائرة بدون طيار كإيروديناميكي لدى شركة بوينغ في عام 1947 و 1948. وكان لدى شركة لير المحدودة مسؤولاً عن تطوير التحكمات الآلية للطائرة KC-135 وطائرة نفاثة أخرى. على أي حال، هو أفضل العارفين كمؤلف مشارك مع ماك روير وأشكيناز في ديناميك الطيران والتحكم الآلي وكمؤلف مشارك مع ماك روير في تحليل أنظمة التحكم اللاخطية.

هاميل، بيتر (Hamel, Peter G.) ولد عام 1936 في هامبورغ، ألمانيا. دبلوم مهندس (1963)، دكتور مهندس (1968)، من جامعة براونشفيغ (TUBS)، ماجستير علوم (1965) من MIT. لدى الدكتور هاميل عمل مهني طويل كمدير لمعهد بحث الطيران لمركز بحث الفضاء الألماني (DLR) وكأستاذ

في TUBS. وهو معترف به عالمياً لتطوير واستخدام المحاكيات في الطيران. وهو زعيم في التعرف على نظام المَركبة الأوروبية وفي بحث جودة التعامل.

هاربير، روبيرت الابن (Harper, Robert P., Jr.) ولد عام 1926 في غاليبوليس، أوهايو. بكالوريوس علوم الطيران (1952)، ماجستير علوم الطيران (1953)، من MIT. كان هاربير مهندساً وطيار الاختبار الذي ذُكر لدوره في تطوير نظام تقدير القيمة كووبر ـ هاربير لجودة التعامل. وكان كذلك مهندس مشروع الاستقرار المتغير على الطائرات F-94 و NT-33A خلال محاكاة المَركبات العائدة و X-15، كذلك خلال البحث الأساسي لجودة الطيران.

هاريس، توماس أوبري (Harris, Thomas Aubrey) 1903 ـ 1987، وايتيس، فيرجينيا. بكالوريوس علوم (1929)، لقد صمم كلٌّ من ويليام وميري هاريس الأنفاق الهوائية الجوية 7 بـ 10 أقدام في لانجيلي الناسا خلال مسيرته الطويلة في لانجيلي. وكان خبيراً على القلابات وجنيحات التعيير، وأنه ساهم في العديد من دراسات التفق الهوائي لسطوح التحكم.

هاوس، فريدريك تشارلز (Haus, Frederic Charles) 1896 ـ 1993، القديس جيل، بلجيكا. جامعة بروكسيل (1922). في مسيرته الطويلة، المنتجة، ترأس الأستاذ مخبر الطيران الشهير في رود ـ القديسة ـ جونيس، ونشر عام 1930 كتاباً (في الفرنسية) عن الاستقرار والتحكم بالطائرة، وخدم كأستاذ في كلٍّ من جامعتي خينت ولييج، وكان عضواً في مجالس آغارد على ميكانيك الطيران، القيادة، والتحكم.

هيلد، أيرفين (Heald, Ervin R.) ولد عام 1917 في سلطان، واشنطن.. بكالوريوس علوم وطيران (1940)، من جامعة ميتشيغان. لقد قاد هيلد الاستقرار والتحكم في قسم السيكوندو بشركة دوغلاس للطيران خلال سنوات عندما أنتج القسم الطائرات الجديدة بمعدل طائرة كل سنتين. وأخذ جزءاً في عمل الاستقرار والتحكم على الطائرات XSB2D-1, XBT2D-1, AD-1, XA2D-1, D-558-1, D-558-2 A4D-1, A3D-1, XF5D-1, F4D-1, F3D-1. ولاحقاً، كان هيلد المهندس الرئيسي لطائرة نقل سلاح الجو الأمريكي C-17.

هيب، ريتشارد (Heppe, R. Richard) ولد عام 1923، في مدينة كانساس، مينوسوتا. بكالوريوس طيران (1944)، ماجستير علوم (1945)، من

جامعة ستانفورد، ماجستير طيران (1946)، من CIT. نفذ هيب لدى لوكهيد للطيران، مساهمات هامة لفهم مشاكل الترابط العطالي للطائرة F-104 ولمقاتلات أخرى لسلاح الجو الأمريكي، وساعد في إيجاد التصحيحات لهذه المشاكل. كما ساهم في مناطق المناورات بزاوية هجوم غير محددة لنماذج الطائرة YF-22A. وأصبح فيما بعد رئيساً شركة لوكهيد ـ كاليفورنيا.

هوجكنسون، جون (Hodgkinson, John) ولد عام 1943، في أيلسوورث، المملكة المتحدة. بكالوريوس علوم (1965)، من جامعة ثاوثهامبتون، ماجستير علوم (1970)، من جامعة القديس لويس. بعد التدريب لدى الطيران البريطاني في وارتون، التحق بشركة ماك دونيل ومن ثم قاد بحث وتطوير التحكم لدى شركة نورثروب. وكان لاحقاً لدى أيديتيكس وماك دونيل دوغلاس (بوينغ). كما كانت مساهمات هودكينسون في الاستقرار والتحكم للأنظمة المكافئة، الحيوية، والآمنة. وهو مؤلف كتاب **جودة التعامل للطيران**.

هانسيكر، جيروم (Hunsaker, Jerome C.) 1886 ـ 1969، كريستون، أيوا. بكالوريوس علوم (1908)، من أنابوليس، ماجستير علوم (1912)، من MIT، دكتوراه علوم (1914) من معهد ويليامس. كان الدكتور هانسيكر مؤلف التقرير التقني رقم 1 في NACA على الاستقرار الديناميكي المتأصل، في عام 1915. كما درس الاستقرار والتحكم في MIT، بدءاً من عام 1914، وترأس قسم هندسة الطيراف في MIT لسنوات عديدة.

جيكس، هنري (Jex, Henry R.) ولد عام 1929، في بالتيمور، ماريلاند. بكالوريوس علوم (1951)، من MIT، ماجستير علوم (1958)، من CIT، لقد طور جيكس النماذج التحليلية لتحكم مَركبة ـ مُشغل وطبقها على جودة التعامل، مظهرات الهبوط، ودراسات التحميل. وهو المطور الرئيسي لمهمة الملاحقة الحرجة ـ غير المستقرة، المستخدمة في كشف الطيارين الضعفاء والسواقات. كما صمم نظام التحكم لأول استقرار ذاتي autostabilized-while-flapping or ornithopter, the Q-N pterodactyl replica.

جونستون، دونالد (Johnston, Donald E.) 1924 ـ 1995، هيرون، داكوتا الجنوبية. بكالوريوس علوم هندسية (1952)، من جامعة كاليفورنيا، لوس أنجلوس. كانت مساهمات جونستون في حقول تحليل التحكم رجل/آلة، التراكيب، التمثيل، واختبار الطيران بمقياس كامل. وكان نائب مدير شركة

الأنظمة التقنية المحدودة، حيث نُسب إليه التحقيقات الأكثر حراجة. كما أجرى الدراسات في مشاكل التحكم للطائرات F-4, F-111, F-14, F-16, F-18 وصمم قوانين التحكم لطائرة الشحن ماك دونيل دوغلاس C-17.

جونز، بينيت ميلفيل (Jones, Bennett Melvill) 1887 ـ 1975، بيركينهيد، إنكلترا. بكالوريوس علوم (1909)، من معهد ايمانويل، كامبريدج. التحق بمخبر الفيزياء الوطني في عام 1910. وساهم في قسم «ديناميك الطائرة» في نظرية الإيروديناميك لدوراند، المنشورة في عام 1934. وهو المرجع الرئيسي، وأول مشتق متكامل لمعادلات حركة الطائرة، بشكلها الحديث. وكان بحثه في كامبريدج عن الانهيار. كما كان جونز طياراً ومدفعياً قلِّد بأوسمة في الحرب العالمية الأولى.

جونز، روبيرت (.Jones, Robert T) 1910 ـ 1999، ماكون، مينيسوتا. جامعة ميسوري، 1928، جامعة أمريكا الكاثوليكية 1933. بعد عمله كمصمم طائرة لشركة بيسلي نيكولاس، التحق جونز بالـ NACA في عام 1934. لقد أنتج خلال عمله المهني الطويل مساهمات في الاستقرار والتحكم الجديرة الذكر في التحكم الجانبي، وفي نظرية التحكم والتحكمات المتحركة بالكامل، وفي التطبيق المبكر جداً (1936) على نظرية المشغل لحل معادلات حركة الطائرة.

غالفيست، جوري (Kalviste, Juri) 1935 ـ 1996، تارتو، استونيا.. بكالوريوس علوم (1957)، ماجستير علوم وكهرباء (1960)، من جامعة واشنطن. لقد عمل على تصاميم تحكم الطيران للطائرات بوينغ X-20 ونورثروب YF-17 وعلى مقترح الطائرة ATF. نفذ غالفيست صياغات إبداعية لمعادلات حركة الطائرات بمطالات كبيرة لتطوير مُوسِطات الانطلاق وطرق تجميع بيانات موازن التدوير والاهتزاز الإيروديناميكي.

كاتاياناغي، ريوجي (Katayangi, Ryoji) ولد عام 1946 في بلدية غوما، اليابان. بكالوريوس علوم، ميكانيك وكهرباء من جامعة ويسيدا، ماجستير علوم (1972)، دكتوراه (2000) من جامعة طوكيو. في الصناعات الثقيلة لدى ميتسوبيتشي، حلل كاتاياناغي جودة الطيران وتحكمات الطيران لطائرة التدريب T-2. وصمم قوانين تحكم الطيران لطائرة البحث T-2CCV، الطائرة بدون طيار QF-104، والمقاتلة F-2. وبحوثه الهامة هي في تحكمات الطيران متعددة الحلقات والطيار في الحلقة. كما قاد فريقاً من المهندسين من أجل طائرة البحث فوق الصوتية المُقيَسة NAL.

كوبن، أوتو (Koppen, Otto C.) 1901 ـ 1991، بكالوريوس علوم (1924)، من MIT. يعود عمل كوبن المهني إلى تصميم الطائرة المعاصرة فورد «طيران فليفر»، نموذج A. التحق في MIT في عام 1929 ودَرَس الاستقرار والتحكم بالطائرة، وأعطى محاضرات في تصميم الطائرة، وهذا لغاية تقاعده في عام 1965. كما عمل كوبن باكراً على تأثيرات الحلقات المغلقة في الاستقرار. وصمّم التحكم لأول طائرة من طائرتين، سكاي فارير، بالإضافة إلى طائرة الإقلاع والهبوط القصير هيليوبلان. واختبر كوبن طيران نموذج هيليوبلان في عام 1949 وواصل الطيران في عمر ناضج، حاصلاً على تقدير تجهيزات FAA في عمر الثمانين.

لارابي، يوجين (Larrabee, E. Eugene) ولد عام 1920 في مارلبورو، ماساشوسيتس. بكالوريوس علوم وميكانيك (1942)، من معهد وركيستر التقني، ماجستير علوم وطيران (1948)، MIT. لقد أدى لارابي عمل تصميم الاستقرار والتحكم على الطائرات كورتيس C-46, XF15C-1, XP-87. وطور طرق استخراج مشتقات الاستقرار باستخدام تحليل شعاع الزمن. كما دَرَس الاستقرار والتحكم بالطائرة في MIT وفي جامعة نورثروب لسنوات عديدة. عُرف عنه خبيراً في تصميم المراوح.

لوكومت، بيير (Locomte Pierre) ولد عام 1925 في فرنسا. المدرسة التقنية، المدرسة الوطنية العليا للطيران والفضاء .ENSAE كان لوكونت أستاذ ميكانيك الطيران في ENSAE ومؤلف كتاب ميكانيك الطيران. بدأ بمقاربة جديدة لجودة الطيران اليدوي المستندة إلى مغلفات الطيران الطبيعية والمحيطية وإلى التفسيرات النظرية لسقوط الجناح. وكان طيار اختبار في مركز اختبار الطيران الفرنسي، ومُثَمِن للطائرة كونكور في الإيروسباسيال، ورئيس لجنة ميكانيك الطيران في آكارد.

ماك دونيل، جون (McDonnell, John D.) ولد عام 1937 في هوليود، كاليفورنيا. بكالوريوس علوم (1960)، ماجستير علوم (1965)، من جامعة كاليفورنيا في لوس أنجلوس. شارك في تحليل وتقدير جودة الطيران لدى شركة الأنظمة التقنية المحدودة. وشارك في تصميم وتقدير إلكترونيات الطيران المحمولة وأنظمة التحكم للطائرات DC-10, MD-80, T-45, C-17, MD-11 والمكوك الفضائي (HUD) لدى شركة ماك دونيل دوغلاس. كما كان رئيس

رئيس إلكترونيات الطيران المحمولة FAA DER لدى ماك دونيل دوغلاس، لونغ بيتش.

ماك روير، دوان (.McRuer, Duane T) ولد عام 1925 في بيكيرسفيلد، كاليفورنيا. بكالوريوس علوم (1945)، ماجستير علوم وكهرباء (1948)، من CIT. ربما يكون ماك روير أفضل مهندسي الاستقرار والتحكم المعروفين كالمؤلف الكبير لكتاب **الكتاب الأخضر**، والذي عنوانه الحقيقي هو **ديناميك الطيران والتحكم الآلي**. مساهماته الشخصية الضخمة هي في الحقل المتضمن للنماذج الرياضية للتحكم البشري ومعالجة المعلومات هي في أنظمة الحلقة المغلقة ونظرية الاختبار الجيد لجودة التعامل للمَركبة.

ماك وا، جيمس (McWha, James) ولد عام 1939 في ميليسل، أيرلندا الشمالية. بكالوريوس من جامعة الملكات، بلفاست. كان ماك وا المهندس الرئيسي لأنظمة الطيران لدى مجموعة بوينغ التجارية في كافة نواحي تطوير الطيران بالوصل السلكي لطائرة النقل 777. وقبل 30 عاماً من العمل في شركة بوينغ، عمل لدى الإخوة شورتز، في أيرلندا الشمالية. وهو نائب رئيس اللجنة الفرعية للقيادة والتحكم SAE وعضو لجنة القيادة وتحكم الطيران في الناسا.

ميليكين، ويليام (.Milliken, William F., Jr) ولد عام 1911 في أولدتاون، مين. بكالوريوس علوم طيران ورياضيات (1934)، من MIT. لدى مخبر كورنيل للطيران، ولاحقاً غالسبان، كان رائداً في تطبيقات تقنيات المخدمات الآلية على الاستقرار والتحكم بالطائرة، بما في ذلك تحديد مشتقات استقرار الطائرة وتوابع التحويل من قياسات الاستجابة ـ تردد لاختبار الطيران.

ميولير، روبيرت (.Mueller, Robert K) 1909 ـ 1994، ووتربيري، كونيكتيكيت. بكالوريوس علوم (1932)، ماجستير علوم (1934)، دكتوراه علوم (1936) من MIT. لقد أنتج ميولير واحداً من أول الحواسيب التماثلية الكهربائية من خلال تأديته لأطروحة الدكتوراه. وطور أيضاً تحليل الشعاع الزمني لديناميكيات الطائرة في ذات الوقت. كما اخترع حساس التزامن الميكروي، المستخدم في أنظمة المخدمات الآلية.

مولدر، جان ((Mulder, Jan A. (Bob) ولد عام 1943 في هيغ، هولندة. ماجستير علوم طيران (1968)، دكتوراه فلسفة (1986) من جامعة ديلف، وهو

طالب الأستاذ أوتو جيرلاتش. الدكتور مولدر هو رئيس قسم المحاكاة والتحكم، هندسة الفضاء، في جامعة ديلف التقنية والقائد الفعّال على الطائرة بوينغ ب ـ 757. تنصبّ بحوثه الهامة الحالية على تحكم الطيران الذكي وتقنيات اختبار ديناميك الطيران.

نيومارك، ستيفان (Neumark, Stefan) 1897 ـ 1967، لودز، بولندة. دبلوم مهندس وبكالوريوس علوم من جامعة وارسو التقنية. كان الدكتور نيومارك من أكثر المهندسين متعددي المهارات. وفي الاستقرار والتحكم، كان مشهوراً من أجل تأثير تغير الكثافة الجوية في نمط الفيغوئيد، ومن أجل نظرية استقرار الطائرة تحت القيود. كما ساهم أيضاً في نظريات الاستقرار الديناميكي بوجود دفة توجيه حرة، وتأثيرات الريح في التحكم الآلي.

نكويين، لويت (Nguyen, Luat T.) ولد عام 1947 في فيتنام. بكالوريوس علوم (1968)، ماجستير علوم (1970)، E.A.A (1970) من MIT. يعتبر نكويين خبير الناسا على ديناميكيات الطيران في زاوية الهجوم العالية. وساهم في تصميم نظام التحكم لتقدير مقاومة المُناوراتية والإنطلاق.

أوسدير، ستيفان (Osder, Stephen) ولد عام 1925 في نيويورك. ماجستير كهرباء وإلكترون (1946)، من معهد مدينة نيويورك، ماجستير علوم (1951)، من جامعة جون هوبكينز. كان رائداً في تصميم تحكم الطيران الرقمي، أنظمة الطيران بالوصل السلكي، إدارة التكرار. كان مدير البحث والتطوير لدى سبيري وكبير علماء، تحكمات الطيران وإلكترونيات الطائرة المحمولة لدى ماكدونيل دوغلاس للحوامات. انصبت خبرته التصميمية في تحكم الطيران المتضمن للطائرة بدون طيار QF-104، MD-80 DC-10, NASA CV-990,، والحوامة AH-64، ومختلف أجسام إعادة الدخول (reentry) لجو الأرض، ناسا ستولاند والهبوط الآلي لمكوك الفضاء، وحديثاً طائرة بوينغ الكنار ذات الجناح الدوار.

بيركينز، كورتلاند (Perkins, Courtland D.) ولد عام 1912 في بنسيلفانيا. بكالوريوس علوم (1935)، من معهد سوارثمور، ماجستير علوم (1941)، من MIT. ساعد بيركينز على إطلاق تابع الاستقرار والتحكم في حقل رايت في الحرب العالمية الثانية. وكتب جزء الاستقرار والتحكم في النص الهام «أداء الطيران، الاستقرار والتحكم»، ودَرَس الموضوع في جامعة برينسيتون، وأصبح فيما بعد كبير علماء سلاح الجو الأمريكي.

فيليبس، هيويت (Phillips, W. Hewitt) ولد عام 1919 في بورت سانلايت، ميرسيسايد. بكالوريوس علوم (1939)، ماجستير علوم (1940)، من MIT. كان فيليبس باني نموذج الطائرة المعروف جيداً قبل التحاقه بالـ NACA في عام 1940. كانت إنجازاته في الاستقرار والتحكم كثيرة، لكنها كانت مغطاة ربما باكتشافه لظاهرة الدوران أو الترابط العطالي في عام 1947. كذلك أدى فيليبس مساهماته الهامة في تصميم نوابض الجنيحات، ومسألة تقارب الهبوط، تخفيف الريح، والتفاعل طيار ـ طائرة التي تسبب عدم الاستقرار.

بينسكار، ويرنار (Pinsker, Werner J.G.) ولد عام 1918 في مانهايم، ألمانيا. ماجستير BEUTH (1939)، من معهد بيرلين. كان بينسكار الخبير البارز في الترابط العطالي لدى مؤسسة الطيران الملكي البريطاني. وساهم أيضاً في نظريات هبوط الطائرات الكبيرة ومغادرات الأنف الشرائحي. وكمستشار، ساعد في حل المشاكل الاتجاهية ـ الجانبية للطائرة الدولية تورنادو.

بواسون ـ كوينتون، فيليب (Poisson-Quinton Phillipe) ولد عام 1919 في لوش، فرنسا. جامعة السوربون، المدرسة الوطنية العليا للطيران والفضاء (1945). كان أستاذاً/ محاضراً في الإيرودیناميك، جودة الطيران، وأنظمة التحكم وأستاذاً زائراً في جامعة برينستون في عام 1975. ولدى الأونيرا، بدأ بحث السرعة القريبة من الصوت على جودة الطيران، وعلى الأشكال الأمثلية للطائرة من الإقلاع والهبوط العمودي القصير إلى الأنواع فوق الصوتية. في عام 1967 سلم AIAA محاضرة الإخوة رايت، وكان عضواً في آغارد للجنة ميكانيك الطيران.

ريد، لويد (Reid, Lloyd D.) ولد عام 1942 في نورث باي، كندا. بكالوريوس علوم طيران (1964)، ماجستير علوم طيران (1965)، ودكتوراه (1969) من جامعة تورونتو. هو مدير شريك من جامعة معهد تورونتو للدراسات الفضائية. وهو مؤلف مشارك لكتابين مدرسيين في الاستقرار والتحكم التقليدي. تتضمن مساهمات الدكتور ريد البحثية دراسة استجابة الطائرة إلى حدود الطبقات الكوكبية وتطوير وتشغيل وسيلة لمحاكي الطيران لبيان تأثيرات تفاعلات طيار ـ طائرة في الاستقرار والتحكم.

ريلف، أيرنيست فريديريك (Relf, Ernest Frederick) 1888 ـ 1970، بيكينهام، كينت. A.R.C.Se. جمع ريلف بين إتقان النظرية الإيرودیناميكية والمواهب الاستثنائية كتجريبي. وابتكر الطرق من أجل اختبارات الأجنحة

الدوارة آلياً، المرواح المنحرفة، والكتلة الظاهرية. بنى في عام 1922، محركاً كهربائياً صغيراً وقوياً، لاستخدامه في نماذج الأنفاق الهوائية ذات القدرة.

ريبنر، هربيرت (.Ribner, Herbert S) ولد عام 1913 في سياتيل، واشنطن. بكالوريوس علوم (1935)، من CIT، وماجستير ودكتوراه (1937، 1939)، من جامعة واشنطن. إن مساهمات الدكتور ريبنر في الاستقرار والتحكم هي في المروحة ونظرية الجريان وفي استجابة الريح. بينما قام لدى NACA، بحل مسألة القوى على المراوح المنحرفة، ثمة عامل هام في الاستقرار السكوني.

رودن، ويلياماز (.Rodden, Williams P) ولد عام 1927 في سان فرانسيسكو، كاليفورنيا. بكالوريوس علوم (1947)، ماجستير علوم (1948)، جامعة كاليفورنيا، دكتوراه (1958) جامعة كاليفورنيا في لوس أنجلوس. قام الدكتور رودن بمساهمات هامة في الاستقرار والتحكم كمطور مشارك لطريقة دوبليت لاتيس من أجل سطوح الرفع المهتزة ومعادلات الحركة الصحيحة الأولى من أجل الطائرة الشبه ـ مستقرة المستخدمة لمشتقات المرونة المقيدة.

رووت، أوجين (Root, L. Eugene) 1911 ـ 1992، ليويستون، إنديانا. بكالوريوس علوم (1947)، من جامعة باسيفيك، ماجستير علوم (1948)، من CIT. كرئيس الإيروديناميك في مخبر السيكوندو لشركة طيران دوغلاس، قاد رووت الفريق الذي طور جودة الطيران في طريق منهجي من أجل طائرة البحرية الأمريكية داونتليس SBD والطائرة سكايريدر AD. واستمر رووت ليصبح واحداً من مؤسسي شركة راند، لاحقاً رئيس شركة لوكهيد للصواريخ والفضاء.

روسكام، جان (Roskam, Jan) ولد عام 1930 في هيغ، هولندة. ماجستير علوم وطيران (1964)، من جامعة ديلف التقنية، دكتوراه فلسفة (1965) من جامعة واشنطن. عمل الدكتور روسكام لدى سيسنا (1957 ـ 1959) ولدى بوينغ (1959 ـ 1967) على مشاريع الطيران المتنوعة. هو مؤثر الاستقرار والتحكم الرئيسي من خلال تدريسه في جامعة كانساس، وعمله الاستشاري، ومقالاته وكتبه.

رووس، جين (Ross, A. Jean) ولدت عام 1931 في سوسيكس، المملكة المتحدة. بكالوريوس علوم (1953)، دكتوراه فلسفة (1965) من جامعة ساوثامبتون. لدى مؤسسة الطيران الملكي والديرا، فارنبورو، تخصصت رووس في النمذجة وتحليل استجابات الطائرة لتأثيرات الديناميك والإيروديناميك

اللاخطي. وساهمت في نظرية الجناح دلتا وفي نمذجة اختبار توقع الحركة الحلزونية وأنظمة تحديد المناورة. واشتركت في النفق الهوائي التجريبي وعمل الطيران الحر، بتتويج التحكم الفعال لدوامات صدر جسم الطائرة.

شيرار، جورج (Schairer, George S.) ولد عام 1913 في بيتسبورغ، بنسلفانيا. بكالوريوس علوم (1934)، من معهد سوارثمور، ماجستير علوم (1935)، من MIT. أثناء عمل شيرار المهني الطويل لدى شركة بوينغ، كان مسؤولاً عن تصميمات الاستقرار والتحكم للعديد من طائراتهم. لقد صمم ثانيةً الذيل العمودي للطائرة ستراتولينر لتتضمن أول زعانف ظهرية، وكان مسؤولاً عن تراجع جناح الطائرة B-47. كما أصبح نائب رئيس شركة بوينغ للتعاون من أجل البحث.

شو، ديفيد (Shaw, David E.) ولد عام 1932 في برادفورد، المملكة المتحدة. بكالوريوس علم الطيران (1954)، من معهد الملكة ماري، لندن. لقد عمل في جميع مجالات الإيروديناميك لدى AV Roe قسم الأسلحة ولدى BAe في وارتون. العناوين العريضة في عمل شو المهني كانت ترخيص البرق للدوران السريع، تصميم جناح الطائرة تورنادو، قائد فريق الإيرودايناميك لبرنامج الطائرة التجريبية (EAP)، من التصميم إلى ترخيص الطيران الكامل.

سميث، تيري (Smith, Terry D.) ولد عام 1947 في نورويتش، المملكة المتحدة. بكالوريوس علم الهندسة (1968)، من المعهد الإمبراطوري، لندن. كمهندس اختبار طيران متخصص في تحكمات الطيران، كان متورطاً بعمق في اختبار الاستقرار والتحكم ونظام تحكم الطيران المطور على الطائرة جاكوار، تورنادو، والمقاتلة الأوروبية تايفون. كما قاد فرق اختبار الطيران لكلٍّ من طائرة الطيران بالوصل السلكي جاكوار وبرنامج أنظمة تحكم الطيران الرقمية للطائرة التجريبية (EAP).

سوليه، هارتلي (Soule, Hartley A.) ولد عام 1904 في نيويورك. بكالوريوس علم الطيران (1927)، من جامعة نيويورك. بدأ سوليه عمله في الـ NACA في عام 1927. كان رائداً في بحث الحركة الحلزونية، وأدى أول قياسات مفهومة لجودة طيران الطائرة. وكان المخترع المشارك لنفق الـ NACA الهوائي للاستقرار. وكتب سوليه مجموعة من متطلبات جودة الطيران التي أدت في النهاية إلى المِقْيسات المدنية والمواصفات العسكرية.

ستينجيل، روبيرت (.Stengel, Robert F) ولد عام 1938 في أيست أورينج، نيوجرسي. بكالوريوس علوم (1927)، من MIT، ماجستير علوم وكهرباء (1965)، ماجستير طيران (1966)، دكتوراه فلسفة (1968)، من جامعة برينستون. لدى مخبر درابير، تتبع ستينجيل مبادئ جودة طيران طائرة في تصميم نظام التحكم اليدوي بالزوايا لمشروع المركبة القمرية أبولو. وفي برينستون، حول طائرة بحث الاستقرار المتغير نافيون إلى التحكم الرقمي وأرشد جودة الطيران وبحث نظام التحكم.

سزاليه، كينيث (.Szalai, Kennth J) ولد عام 1942 في ميلووكي، ويسكونسين. بكالوريوس علوم وكهرباء (1964)، من جامعة ويسكونسين، ماجستير علوم وميكانيك (1970)، من جامعة كاليفورنيا الجنوبية. كان سزاليه المحقق الرئيسي في مركز درايدن في الناسا من أجل برنامج الطيران الرقمي بالوصل السلكي للطائرة F-8، الأولى من طرازاتها. وقاد تطوير مخبر الطيران فوق الصوتي Tu-144 الروسي ـ الأمريكي. وكمدير لمركز بحوث درايدن للطيران في الناسا، أشرف على بحوث في توجيه شعاع الدفع، الإيروديناميك بزاوية هجوم عالية، وتحكمات الطيران المتقدمة. وكانت البرامج التجريبية للطائرات X-29, X-31, X-36, X-38 بإدارته.

توماس، (باومونت) ((Thomas, H.H.B.M. (Beamont)) 1917 ـ 2000، ليانيلي، المملكة المتحدة. بكالوريوس علوم (1964)، دكتوراه علوم (1980)، من جامعة واليس، OBE 1979. في قسم الإيروديناميك بمؤسسة الطيران الملكي، فارنبورو، كانت خبرته في الاستقرار والتحكم عند حواف مغلف الطيران. وشارك في إيروديناميك سطوح التحكم أثناء الحرب العالمية الثانية، وفي الاستقرار الديناميكي لطائرة رشيقة أثناء البحث الأساسي الذي قاد إلى طائرة الكونكورد. كما شارك أيضاً في تحليل واختبار دخول واسترداد الحركة الحلزونية.

تول، توماس (.Toll, Thomas A) ولد عام 1914 في بريدج ووتر، داكوتا الجنوبية. بكالوريوس علوم (1941)، من جامعة كاليفورنيا. أدى تول مجالاً واسعاً من مساهمات الاستقرار والتحكم، بما في ذلك الموازن الإيروديناميكي لسطح التحكم، والأجنحة المتراجعة، والهندسة المتغيرة. وهو ربما أفضل المعروفين لتقريرين موجزين مُثمنين، على بحث التحكم الجانبي وعلى طائرة النقل فوق الصوتية.

تونون، ألدو (Tonon, Aldo) ولد عام 1957 في كاراكاس، فنزويلا. بوليتكنيكي من تورينو (1980). لدى شركة ألينا في تورينو (سابقاً أيطاليا أير)، كان معظم نشاط تونون في تطوير تحكمات طائرة القتال. وكان على برنامج AMX ومن ثم على تصميم قانون تحكم المقاتلة الأوروبية 2000، بدءاً مع العرض التقني EAP.

فانير، جان ـ كلود (Wanner, Jean-Claude L.) ولد عام 1930 في بريست، فرنسا. مهندس (1950)، مهندس من مدرسة البوليتكنيك (1955)، مهندس من المدرسة الوطنية العليا للطيران والفضاء. يتضمن عمل الدكتور فانير المهني في الاستقرار والتحكم بالطائرة خدمته كطيار حربي، مهندس اختبار الطيران، وكأستاذ في عدد من المؤسسات، بما فيها المدرسة الوطنية العليا للطيران والفضاء. وهو مؤلف النص الفرنسي لكتاب **ميكانيك الطيران**. وكان رائداً باستخدام الطرق الحاسوبية في تدريس الاستقرار والتحكم.

واشيزو، كويشيرو (Washizu, Kyuichiro) 1921 ـ 1981 ايتشينوميا، ايتشي، اليابان. بكالوريوس هندسة (1942)، من جامعة الأمبراطور طوكيو، ودكتور مهندس (1957)، من جامعة طوكيو. كانت مساهمة الدكتور واشيزو الهامة في الاستقرار والتحكم بالطائرة في تدريب جيل من المهندسين اليابانيين في الحقل، بعد أن صرف الوقت في الولايات المتحدة لدراسة نظام التعليم. وقد أجرى بحثاً على حدود قابلية التحكم للأنسان وطرق العناصر المنتهية وهو المؤلف الأساسي لقسم الاستقرار والتحكم في كتيب هندسة الطيران الياباني (1974).

ويك، فريد (Weick, Fred E.) 1899 ـ 1993، شيكاغو، ايلينوي. بكالوريوس علوم (1922)، من جامعة ايلينوي. كان ويك في مخبر لانجيلي للطيران في NACA من عام 1925 لغاية عام 1936، مساهماً في بحث التحكم الجانبي. كما طور الطائرة الدافعة W-1، بتضمين الإبداعات الهامة للاستقرار والتحكم. وكانت الطائرة W-1 بتحكمين اللذين حددا شوط دفة الغوص إلى أعلى، ونظام هبوط بعجلات ثلاثية. وأصبح لاحقاً معروفاً كمصمم شركة البحث والهندسة، لأول طائرة زراعية، Ag-1، وسلسلة طائرات شركة بيبر.

ويستبروغ، تشارلز (Wesrbrook, Charles B.) 1918 ـ 2001، بورت جيرفيز، نيويورك. ماجستير علوم (1946)، من MIT. التحق ويستبروغ في مخبر ديناميكيات الطيران العائد لسلاح الجو الأمريكي في عام 1945 كرئيس الاستقرار

والتحكم. وأشرف ما بعد الحرب على تطوير مواصفات جودة الطيران وعلى كتيب الاستقرار والتحكم لسلاح الجو الأمريكي. كما أدار ويستبروغ لسلاح الجو الكثير من بحوث جودة الطيران، بما في ذلك العمل على الطائرات متغيرة الاستقرار.

وايت، رونالد (White, Roland J.) 1910 ـ 2001، ميسولا، ماساشوسيتس. بكالوريوس علوم (1933)، من جامعة كاليفورنيا، ماجستير علوم وميكانيك (1934)، ماجستير علوم وطيران (1935)، من MIT. بدأ عمله المهني الطويل لدى كورتيس ـ رايت، سانت لويس، حيث أدمج الجنيح النابضي أو «Vee» على الطائرة كوماندو C-46، إضافة إلى حركة مركز الثقل الخلفي. وصمم وايت مخمد الاتجاه الميكانيكي للطائرة بوينغ B-52 وأدى واحد من أول تحليلات مخدم مخمدات الاتجاه الإلكترونية للطائرة بوينغ B-47.

ويكس، جون (Wykes, John H.) 1925 ـ 1988. بكالوريوس علوم (1949)، من MIT، ماجستير علوم من جامعة كاليفورنيا الجنوبية. كان ويكس قد قاد الاستقرار، التحكم، وهندسة المرونة لدى قسم الطيران في شركة روكويل الدولية من عام 1949 إلى عام 1986، حيث ساهم في تصاميم الطائرات F-86, F-100, F-107, B-70. والتحق في عام 1987 بشركة نورثروب للعمل على الطائرة YF-23. بالإضافة إلى العمل الإبداعي على الاستقرار المتزايد، وكان أيضاً مسؤولاً عن تصميم نظام تخفيف الريح للطائرة B-1.

زيمرمان، تشالز (Zimmerman, Charles H.) 1907 ـ 1995، أولاث، كانساس. بكالوريوس علوم (1929)، من جامعة كانساس، ماجستير علوم طيران (1954)، من جامعة فرجينيا. بدأ زيمرمان عمله في NACA في عام 1929. وأنتج في NACA في الأعوام 1935 و1937 تحاليل الاستقرار الديناميكي التقليدي الطولي والجانبي، مكملاً بمخططات تصميم حدود الاستقرار. وكان هذا إنجازاً كبيراً لتلك الأوقات ومصدر التصميم الرئيسي للاستقرار الديناميكي لسنوات بعد ذلك. وكان له الدور الفعال في تطوير أنفاق لانجيلي 20 ـ قدم للطيران الحر والحركة الحلزونية.

السيرة الذاتية القصيرة لبعض وجوه الاستقرار والتحكم

Short Biographies of Some Stability and Control Figures

Abzug, Malcolm J. 1920-, b. New York, NY. B.S. (1941) Mass. Inst. of Tech., M.S. (1959), PhD. Engr. (1962), U. of Calif. at Los Angeles. After government laboratory work, he joined Douglas Aircraft, where he was stability and control lead engineer for the A2D-1 and A4D-1. His later industrial experience was at Sperry Gyroscope, TRW Systems, and Northrop on the A-9A, YF-17, and B-2 programs.

A'Harrah, Ralph 1931-, b. Warren, PA. B.S. Aero. (1955), Penn. State U. A'Harrah's career is balanced between North American Aviation, the U.S. Department of Defense, and NASA. He used ground-based fight simulation as a tool in solving flight dynamics problems associated with hazardous flight. On the AGARD Flight Mechanics Panel, he developed V/STOL flying qualities criteria.

Anderson, Seth B. 1918-, b. LosAltos Hills, CA. B.S. (1941), M.S. (1942), Purdue U. Anderson's long career at NACA and NASA dealt with handling quality requirements for conventional and VTOL airplanes. He is the principal author of AGARD Report 577 on V/STOL handling criteria.

Ashkenas, Irving L. 1916-, b. New York, NY. B.S. (1937), M.S.M.E. (1938), Ae.E. (1939), Calif. Inst. of Tech. His stability and control career started in industry, first at North American Aviation, then with the Northrop P-61 spoiler ailerons and design requirements for the XB-35 power controls and artificial-feel systems. He is best known for applying main-the-loop theory for flying qualities prediction and as a co-author of Aircraft Dynamics and Automatic Control.

Bairstow, Leonard 1880-1963, b. Halifax, Yorkshire, U.K. Royal College of Science, London. Bairstow's major stability and control contributions were the extension of the Bryan equations of motion to the nonsymmetric steady-flight case and development of efficient methods for root extraction, both done in 1914. The 1939 (second) edition of his Applied Aerodynamics was a useful stability and control reference for years.

Barnes, Arthur G. 1929-, b.Wigan, U.K. B.S. (1950), Manchester U. RAF and Raux AF pilot. His career in the United Kingdom industry from 1954 to 1990 included research and development for flight controls, flying qualities, and flight simulation. Barnes proposed the original numerical rating scale for pilot opinion on flying qualities. He is a consultant to the Kungl Tekniske Hogskola (KTH) and SAAB in Sweden.

Bihrle, William, Jr. 1925-, b. New York, NY. B.Ae S. (1945), Rensselaer Poly. Inst. Bihrle contributed to the stability and control designs of the Republic F-105 and XF-103 airplanes. He invented the widely used control anticipation parameter for pullups and plays a leading part in developing advanced spin tunnel rotary balance techniques and methods for improving high angle of attack stability and control.

Bowman, James S., Jr. 1924-, b. Burlington, NC. B.S. (1951), N.C. State Coll. As a leading NASA expert on spinning, Bowman consulted with military and commercial designers on spin problems for many years. He is the author or co-author of more than 40 reports on spinning, including NASA TP 2939 on pressure distribution at spinning attitudes.

Bratt, Robert W. 1918-, b. Palisade, MN. B.S. (1941), M.S. (1942), U. of Michigan. Bratt was a stability and control engineer at the El Segundo Division of Douglas. He pioneered in the application of digital computers to maneuvering flight. He solved drop vehicle instability problems involving aeroelasticity and inertial coupling. He later became Chief of Preliminary Design at Northrop.

Breuhaus,Waldemar O. 1918-, b. Lowell, OH. B.S.Ae. (1940), Carnegie

Inst. of Tech., M.S. (1961), State U. of New York at Buffalo. Breuhausw as in charge of stability and control at Vought-Sikorsky during World War II. At Cornell Aero. Lab., later Calspan, he was responsible for the development of the B-26 and T-33 variable-stability airplanes, and he used these machines in flying qualities requirement research.

Bryan, George Hartley 1864-1928, b. Cambridge, U.K. Cambridge U. Bryan's monumental contribution to the field was the equations of aircraft motion, developed in 1911 in essentially modern form from a preliminary study (with W. S. Williams) in 1904. He later made contributions to compressible flow theory.

Cantrell, Coy R. 1924-, b. Muskogee, OK. B.S. (1953), M.S. (1954), Calif. Inst. of Tech. Cantrell's long career at Lockheed's Advanced Development Company (Skunk Works) started in 1954. He shared stability and control responsibility for the SR-71, the Have Blue prototype, and the F-117A, whose air data measurement system he designed. He was also involved in the YF-22A Advanced Tactical Fighter prototype.

Cook, Michael V. 1942-, b. Colchester, U.K. B.Sc. (1965), U. of Southampton, M.Sc. (1967) Coll. of Aeronautics, Cranfield. At Elliott Flight Automation, Ltd., Cook was involved with flight control system research and design on theHovermarineHM2hovercraft, the Westland Lynx helicopter, the Panavia Tornado, and the Jaguar fly-by-wire. He teaches at Cranfield College and is the author of Flight Dynamics Principles (1997).

Cook, William H. 1915-, b. Plainview, TX. B.S.M.E. (1934), Rensselaer Poly. Inst., M.S. (1938), Mass. Inst. of Tech. Cook was a designer of the Boeing High-Speed Wind Tunnel and was involved with the stability and control development of many Boeing designs, including the B-29, XB-47, and 707. He was co-inventor of the B-47 electronic yaw damper, one of the first of its kind.

Cooper, George E. 1916-, b. Burley, ID. B.S. (1940), U. of Calif. Cooper combined NACA/NASA engineering and research test pilot careers to

become an important stability and control contributor. He is the Cooper of the Cooper-Harper handling qualities rating system and the author of a NASA Technical Note that is a text for test pilot training schools.

Czinczenheim, Joseph 1919-1994, b. Hungary. La Sorbonne, Centre Superieur de M'ecanique, Paris. He worked on stability and control problems of the STOL Breguet 941, the transonic Breguet Taon, and the BAC-Breguet-Dassault Jaguar. Later, he was involved with certification of the Dassault Civil Transport /C and with stability and control of several Israeli prototypes. He was a member of the AGARD Flight Mechanics Panel.

Doetsch, Karl-H. 1910-, b. Kaldenhusen, Germany. Dipl.-Ing. (1934), TH Aachen, Dr. -Ing. (1943), TU Berlin. Professor Doetsch is an aeronautical scientist as well as a 3,000-hour test pilot. His contributions are fly-by-wire control (Avro 707C, Do 27, Pembroke), flight simulation, flight recording, and advanced aircraft flight controls. He chaired the AGARD Flight Mechanics Panel and has made special efforts to broaden international cooperation in education and research.

Duncan, William Jolly 1894-1960, b. Hillhead, Glasgow. D.Sc. (1930), U. of London. Duncan was co-author of the important textbook Elementary Matrices and author of the 1952 book Control and Stability of Aircraft. His other contributions were in the theories of aileron reversal, tail buffeting, aerodynamic derivatives, and flap hinge moments.

Dunn, Orville R. 1916-1997, b. Wayne, PA. B.S. (1939), Mass. Inst. of Tech. Dunn was chief of stability and control at the Douglas Aircraft Santa Monica Division during the designs of the DC-4, C-74, DC-6, DC-7, and DC-8 transports. He produced a useful synthesis of methods for control force reduction by various tab systems. As Director of Aerodynamic she saw the DC-10 through certification.

Efremov, Alexander V. 1944-, b. Gorky Cty, U.S.S.R. Ph.D. (1973), D.Sc. (1996), Moscow Aviation Inst. As an expert in flight dynamics and control and in pilot-in-the-loop problems, Dr. Efremov participated in the flight

control system designs for the aerospace vehicle Buran, the airship ALA-40, and the TU-204 and IL-96 airplanes. He is a member of the SAE control and guidance systems committee.

Etkin, Bernard 1918-, b. Toronto, Canada. B.A.Sc. (1941), M.A.Sc. (1947), U. of Toronto, D. Eng. (Hon) (1971), Carleton U. Dr. Etkin had a long career at the University of Toronto, becoming University Professor in 1982. He wrote three standard stability and control texts, which have German, Russian, and Chinese editions. Etkin made many contributions to the theory of flight dynamics, including flight in turbulence and dynamic longitudinal stability at high altitude.

Gates, Sidney B. 1893-1973, b. Watton, England. Gates was a brilliant theorist who did remarkable work on analyzing spins and predicting spin recovery with minimal facilities. Gates is responsible for the important flying qualities parameters of static and maneuver margins and stick force per g. With A. V. Stephens, he established the effect of air density on spins. The scope of his stability and control work is truly wide. Gates was the British counterpart of R. R. Gilruth in flying qualitiesres earch.

Gee, Brian 1933-, b. Manchester, U.K. B.Sc. (1954), Manchester U. Gee was head of the Flight Control Systems Design Group at British Aerospace, Warton, involved with the Jaguar and Fly-by-Wire Jaguar, the Toronado, EAP, Eurofighter, and the RAE VAAC Harrier. Hismain contributionsw ere in the areasof component requirements, digital flight control specifications, and system clearance for flight control/structural mode interactions.

Gera, Joseph 1937-, b. Szentes, Hungary. B.Ae. (1961), Auburn U., M. Appl. Mech. (1965), U. of Virginia. At NASA Langley and Dryden Flight Research Facility Gera contributed to understanding the effects of wind gradient son pitch stability. He led effort satDryden to integrate simulators into flight research and to measure stability margins «on-line» for such aircraft as the X-29A.

Gibson, John C. 1929-, b. Swatow, China. M.Sc. (1958), Cranfield, Ph.D.

(1999), Delft U. of Technology. At English Electric/British Aerospace, 1952-1992, he worked on the flight control systems of the Lightning, TSR-2, and Jaguar and developed new fly-by-wire handling design methods and criteria for the Tornado, BAe FBW Jaguar, the Experimental Aircraft Programme (EAP), the Eurofighter, and the VAAC (vectored-thrust) Harrier. He is responsible for the phase-gain, dropback, and other criteria used to prevent pilot-induced oscillations by design.

Gilruth, Robert R. 1913-2000, b. Nashwauk, MN. M.S., U. of Minnesota. He joined NACA in 1937. His major stability and control contributions were design methods for static longitudinal stability and roll performance and an early complete set of flying qualities requirements. He later was Director of the NASA Manned Spacecraft Center. He retired in 1973 and was a consultant to NASA from 1974 to 1983.

Glauert, Hermann 1892-1934, b. Sheffield, U.K. B.S. (1915), Trinity Coll., Cambridge. Glauert's notable work was in unsteady lift, airfoil theory, control surface effectiveness, and propeller theory. He originated the lag in downwash theory that explained damping discrepancies in the longitudinal short-period mode. He made the first nondimensionalization of the equations of airplane motion.

Goett, Harry J. 1910-, b. New York, NY. B.S. (1931), Holy Cross, B.S. (1933), New York U. Goett's important contribution to stability and control came at NACA, on methods of predicting flying qualities from wind-tunnel tests. In charge of large NASA Ames wind tunnels, he directed high-lift and stability research on swept wings. He later became the Director of NASA's Goddard Research Center.

Goto, Norohiro 1943-, b. Sasebo, Nagasaki, Japan. B. Eng. (1966), D. Eng. (1972), U. of Tokyo. Dr. Goto developed methods to identify pilot-control behavior in practical multi-input and multi-output aircraft control systems. At Kyushu University he is developing an autonomous flight control system for an unmanned observation blimp. He had been an NRC research associate at NASA Ames Research Center and a Fulbright Scholar at M.I.T.

Graham, F. Dunstan 1922-1992, b. Princeton, NJ. B.S.E. (1943), M.S.E. (1947), Princeton U. As an aerodynamicist at Boeing in 1947 and 1948, Graham made an early analysis of inertial coupling on a pilotless aircraft. At Lear, Inc., he was in charge of automatic controls development for the KC-135 and other jet aircraft. However, he is best known as the co-author with McRuer and Ashkenas of Aircraft Dynamics and Automatic Control and the co-author with McRuer of Analysis of Nonlinear Control Systems.

Hamel, Peter G. 1936-, b. Hamburg, Germany. Dipl.-Ing. (1963), Dr. -Ing. (1968), Tech U. Braunschweig (TUBS), S.M. (1965), Mass. Inst. of Technology. Dr. Hamel had a long career as the director of the Institute of Flight Research of the German Aerospace Research Center (DLR) and as a professor at TUBS. He is recognized internationally for the development and use of in-flight simulators. He is a leader in European vehicle system identification and in handling qualities research.

Harper, Robert P., Jr. 1926-, b. Gallipolis, OH. S.B. Ae. (1952), S.M.Ae. (1953), Mass. Inst. of Tech. Harper was a Calspan engineer and test pilot who is noted for his part in developing the Cooper-Harper flying qualities rating. He was project engineer on the F-94 and NT-33A variable-stability airplanes during simulation of reentry vehicles and the X-15, as well as during basic flying qualities research.

Harris, Thomas Aubrey 1903-1987, b. Whites, VA. B.S. (1929), William and Mary. Harris designed the NASA Langley Atmospheric and 7 by 10-foot wind tunnels during a long career at Langley. He wasan expert on flapsand tabs, and he contributed to numerous wind-tunnel studies of control surfaces.

Haus, Frederic Charles 1896-1993, b. St. Gilles, Belgium. Brussels U. (1922). In a long, productive career, Professor Haus headed the famous aeronautical laboratory of Rhode-St.-Genése, published a 1930 book (in French) on airplane stability and control, served as professor at both Ghent and Liége Universities, and was a member of AGARD panels on flight mechanics, guidance, and control.

Heald, Ervin R. 1917-, b. Sultan, WA. B.S.A.E. (1940), U. of Michigan. Heald headed stability and control at the El Segundo division of Douglas Aircraft during the years when that division produced new airplanes on the average of one every two years. He took part in the stability and control work on the U.S. Navy's XSB2D-1, XBT2D-1, AD-1, XA2D-1, D-558-1, D-558-2, F3D-1, F4D-1, XF5D-1, A3D-1, and A4D-1. Later, Heald was Chief Engineer for the U.S. Air Force'sC-17 transport.

Heppe, R. Richard 1923-, b. Kansas City, MO. B.A. (1944), M.S. (1945), Stanford U., A.E. (1946), Calif. Inst. of Tech. At Lockheed Aircraft, Heppe made significant contributions to understanding the inertial coupling problems of the F-104 and other USAF fighters, and helped find corrections for those problems. He contributed in the unlimited angle-of-attack maneuvering areas of the YF-22A prototypes. He became president of the Lockheed-California Company.

Hodgkinson, John 1943-, b. Ilseworth, U.K. B.Sc. (1965), U. of Southampton, M.S. (1971), St. Louis U. After training at British Aerospace, Warton, he joined McDonnell and then led controls R&D at Northrop. He later was at Eidetic sand McDonnell Douglas (Boeing). Hodgkinson's stability and control contributions are in equivalent systems, agility, and safety. He is the author of Aircraft Handling Qualities.

Hunsaker, Jerome C. 1886-1969, b. Creston, IA. B.S. (1908), Annapolis, M.S. (1912), Mass. Inst. of Tech., D.Sc. (1914), Williams Coll. Dr. Hunsaker was the author of NACA Technical Report No. 1 on inherent dynamic stability, 1915. He taught airplane stability and control at MIT, starting in 1914, and headed the Department of Aeronautical Engineering at MIT for many years.

Jex, Henry R. 1929-, b. Baltimore, MD. S.B. (1951), Mass. Inst. of Tech., M.S. (1958), Calif. Inst. of Tech. Jex developed analytical models of operator-vehicle control and applied them to handling qualities, landing displays, and workload studies. He is the principal developer of the critical-instability

tracking task, used for detecting impaired pilots and drivers. Jex designed the control system for the first autostabilized-while-flapping ornithopter, the Q-N pterodactyl replica.

Johnston, Donald E. 1924-1995, b. Huron, SD. B.S. Eng. (1952)., U. of California, Los Angeles. Johnston's contributions have been in the fields of man/machine control analysis, synthesis, simulation, and full-scale flight test. He was a vice president of Systems Technology, Inc., where he was assigned to the most critical investigations. He conducted studies into control problems of the F-4, F-111, F-14, F-16, and F-18 airplanesand designed control laws for the McDonnell DouglasC-17 cargo airplane.

Jones, Bennett Melvill 1887-1975, b. Birkenhead, England. B.S. (1909), Emmanuel Coll., Cambridge. He joined the National Physical Laboratory in 1910. He contributed the «Dynamics of the Airplane» division in W. F. Durand's Aerodynamic Theory, published in 1934. This is a key reference, the first complete derivation of aircraft equations of motion, in modern form. His research at Cambridge was on stalling. Jones was a pilot and a decorated gunner in World War I.

Jones, Robert T. 1910-1999, b. Macon, MO. U. of Missouri, 1928, Catholic U. of America, 1933. After working as an airplane designer for the Nicholas Beas ley Company, Jones joined NACA in 1934. His long career there produced notable stability and control contributions in lateral control, in the theory of two-control flight, in all-movable controls, and in a very early (1936) application of operator theory to the solution of the equations of aircraft motion.

Kalviste, Juri 1935-1996, b. Tartu, Estonia. B.S. (1957), M.S.E.E. (1960), U. of Washington. He worked on the flight control designs of the Boeing X-20 and Northrop YF-17 airplanes and on the ATF proposal. Kalviste made innovative formulations of the large-amplitude equations of airplane motion to develop departure parameters and methods of combining rotary balance and oscillatory aerodynamic data.

Katayanagi, Ryoji 1946-, b. Gumma Prefecture, Japan. B.S.M.E. Waseda U., M.S. (1972), Ph.D. (2000), U. of Tokyo. At Mitsubishi Heavy Industries, Katayanagi analyzed flying qualities and flight controls of the T-2 trainer. He designed flight control laws for the T-2CCV research airplane, the QF-104 drone, and the F-2 fighter. His research interests are multiloop flight controls and PIOs. He leads the engineering team for the NAL scaled supersonic research airplane.

Koppen, Otto C. 1901-1991, B.S. (1924), Mass. Inst. of Tech. Koppen's career went back to the design of the Ford «Flying Flivver,» a contemporary of the Ford Model A. He joined MIT in 1929 and taught airplane stability and control and airplane design courses there until his retirement in 1965. Koppen did early work on the effects of closing loopson stability. He designed one of the first two-control airplanes, the Skyfarer, as well as the famous STOL Helioplane. Koppen test-flew the Helioplane prototype in 1949 and continued to fly at a ripe age, getting an FAA instrument rating at age 80.

Larrabee, E. Eugene 1920-, b. Marlboro, MA. B.S.Me. (1942), Worcester Poly. Inst., M.S.Ae. (1948), Mass. Inst. of Tech. Larrabee did stability and control design work on the Curtiss C-46, XF15C-1, and XP-87 airplanes. He developed stability derivative extraction methods using time vector analysis. He taught airplane stability and control at MIT and Northrop University for many years. He is a recognized expert on propeller design.

Lecomte, Pierre 1925-, b. France. Ecole Polytechnique, ENSAE. Lecomte was Professor of Flight Mechanicsat ENSAE and author of the book M'ecanique du Vol. He initiated a new handling qualities approach based on normal and peripheral flight envelopes and a theoretical explanation of wing drop. He was a test pilot in the French Flight Test Center, a Concorde evaluator at Aerospatiale, and chairman of the AGARD Flight Mechanics Panel.

McDonnell, John D. 1937-, b. Hollywood, CA. B.S. (1960), M.S. (1965), U. of Calif. at Los Angeles. At Systems Technology, Inc., he contributed to the

analysis and evaluation of flying qualities. At McDonnell Douglas he contributed to the design and evaluation of avionics and control systems for the DC-10, MD-80, T-45, C-17, MD-11, and the space shuttle (HUD). He was the chief avionics engineer and chief avionics FAA DER at McDonnell Douglas, Long Beach.

McRuer, Duane T. 1925-, b. Bakersfield, CA. B.S. (1945), M.S.E.E. (1948), Calif. Inst. of Tech. McRuer is perhaps best known to stability and control engineers as the senior author of «The Green Book,» whose real title is Aircraft Dynamics and Automatic Control. His enormous personal contributions to the field include mathematical models for human control and information processing in closed-loop systems and a well-tested theory of vehicle handling qualities.

McWha, James 1939-, b. Millisle, N. Ireland. B.S., Queens U., Belfast. McWha was chief engineer of flight systems at Boeing Commercial Group throughout the development of the fly-by-wire 777 transport. Prior to a 30-year employment at Boeing, he worked at Shorts Brothers, N. Ireland. He is vice chairman of an SAE control and guidance subcommittee and a member of a NASA Flight Controls and Guidance Panel.

Milliken, William F., Jr. 1911-, b. Old Town, ME. B.S. Ae. and Math. (1934), Mass. Inst. of Tech. At Cornell Aeronautical Laboratory, later Calspan, he was a leader in the application of servomechanism techniques to airplane stability and control, including the determination of airplane stability derivatives and transfer functions from flight-test frequency-response measurements.

Mueller, Robert K. 1909-1994, b.Waterbury, CT. B.S. (1932), M.S. (1934), ScD. (1936), Mass. Inst. of Tech. Mueller produced one of the first electronic analog computers while doing his Sc.D. thesis. He also developed time vector analysis of airplane dynamics at that time. He invented the Microsyn transducer, used in servomechanism systems.

Mulder, Jan A. (Bob) 1943-, b. The Hague, The Netherlands. MSc. Aero.

(1968), Ph.D. (1986), Delft U., a student of Professor Otto Gerlach. Dr. Mulder is head of the division of Control and Simulation, Aerospace Engineering, Delft U. of Technology and an active captain on the Boeing B-757. His current research interests are in intelligent flight control and dynamic flight-test techniques.

Neumark, Stefan 1897-1967, b. Lodz, Poland. Dipl. Ing. and Sc.D., Tech. U. of Warsaw. Dr. Neumark was a most versatile engineer. In stability and control, he was noted for the atmospheric density change effect on the phugoid mode and for the theory of airplane stability under constraints. He also contributed to the theories of dynamic stability with rudder free and of gust effects on automatic control.

Nguyen, Luat T. 1947-, b. Vietnam. B.S. (1968), M.S. (1970), E.A.A. (1970), Mass. Inst. of Tech. Nguyen is a NASA expert on aircraft flight dynamicsat high anglesof attack. He has contributed to control system design for enhanced maneuverability and departure resistance.

Osder, Stephen 1925-, b. New York, NY. B.E.E. (1946), City Coll. of New York, M.S. (1951), Johns Hopkins U. He pioneered in the design of digital flight control, fly-by-wire systems, and redundancy management. He was Director of R and D at Sperry and Chief Scientist, Flight Controls and Avionics at McDonnell Douglas Helicopters. His flight control design experience included the QF-104 drone, MD-80, DC-10, NASA CV-990, AH-64 helicopter, various reenter y bodies, NASA STOLAND and Space Shuttle Autoland, and recently the Boeing Canard Rotor Wing aircraft.

Perkins, Courtland D. 1912-, b. Philadelphia, PA. B.S. (1935), Swarthmore Coll., M.S. (1941), Mass. Inst. of Tech. Perkins helped launch the stability and control function at Wright Field in World War II. He wrote the stability and control portion of the important text Airplane Performance, Stability and Control. He taught the subject at Princeton University and later became Chief Scientist of the U. S. Air Force.

Phillips, W. Hewitt 1919-, b. Port Sunlight, Merseyside. S.B. (1939), S.M.

(1940), Mass. Inst. of Tech. Phillips was a well-known model aircraft builder before joining NACA in 1940. His achievements in stability and control are many, but they are perhaps topped by his discovery of the roll or inertia-coupling phenomenon in 1947. Phillips also made important theoretical contributions to the design of spring tabs, the landing approach problem, gust alleviation, and pilot-airplane interactions that cause instability.

Pinsker, Werner J. G. 1918-, b. Mannheim, Germany. BEUTH (1939), Berlin College. Pinsker was the preeminent expert in inertial coupling at the British Royal Aircraft Establishment. He also contributed to the theories of landing large airplanes and of nose slice departures. As a consultant, he helped solve lateral-directional problems of the multinational Tornado airplane.

Poisson-Quinton, Phillipe 1919-, b. Loches, France. La Sorbonne, ENSAE (1945). He was a professor/lecturer on aerodynamics, flying qualities, and control systems and a visiting professor at Princeton U. in 1975. At ONERA, he initiated transonic research on flying qualities and on optimized shapes for aircraft from V/STOL to hypersonic types. He delivered the 1967 AIAA Wright Brothers Lecture and was a member of the AGARD Flight Mechanics Panel.

Reid, Lloyd D. 1942-, b. North Bay, Canada. B.A.Sc. (1964), M.A.Sc. (1965), Ph.D. (1969), U. of Toronto. He is Associate Director of the University of Toronto Institute for Aerospace Studies. He is co-author of two standard stability and control textbooks. Dr. Reid's research contributions include the study of aircraft response to the planetary boundary layer and the development and operation of a facility for flight simulation of the effects on stability and control of pilot-aircraft interactions.

Relf, Ernest Frederick 1888-1970, b. Beckenham, Kent. A.R.C.Sc. Relf combined mastery of aerodynamic theory with extraordinary talents as an experimentalist. He devised methods for the testing of autorating wings, yawed propellers, and apparent mass. In 1922, he built a small, powerful electric motor for use in powered wind-tunnel models.

Ribner, Herbert S. 1913-, b. Seattle, WA. B.S. (1935), Calif. Inst. of Tech., M.S. and Ph.D. (1937, 1939), Washington U. Dr. Ribner's contributions to stability and control are in propeller and slipstream theory and in gust response. While at NACA, he solved the problem of the forces on yawed propellers, an important factor in static stability.

Rodden,William P. 1927-, b. San Francisco, CA. B.S. (1947), M.S. (1948), U. of Calif., Ph.D. (1958), U. of Calif. at Los Angeles. Dr. Rodden made important stability and control contributions as a co-developer of the Doublet Lattice method for oscillating lifting surfaces and of the first correct equations of motion for quasi-steady aircraft utilizing restrained aeroelastic derivatives. He is a co-author of the MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide.

Root, L. Eugene 1911-1992, b. Lewiston, ID. B.S., U. of the Pacific, M.S., Cal. Inst. Of Tech. As chief of aerodynamics at the El Segundo plant of the Douglas Aircraft Company, Root led the team that developed in a systematic way excellent flying qualities for the U.S. Navy SBD Dauntless and AD Skyraider aircraft. Root went on to become one of the founders of the RAND Corporation and later president of the Lockheed Missile and Space Company.

Roskam, Jan 1930-, b. The Hague, The Netherlands. M.S.A.E. (1964), Delft U. of Technology, Ph.D. (1965), U. of Washington. Dr. Roskam worked for Cessna (1957-1959) and Boeing (1959-1967) on a variety of airplane projects. He is a major stability and control influence through his teaching at the University of Kansas, his consulting work, and his papersand textbooks.

Ross, A. Jean 1931-, b. Sussex, U. K. B.Sc. (1953), Ph.D. (1956), U. of Southampton. At the RAE and DERA, Farnborough, Ross specialized in modeling and analysis of aircraft responses to nonlinear dynamics and aerodynamic effects. She contributed to wing rock theory and to model testing of spin prevention and maneuver limitation systems. She participated in experimental wind-tunnel and free-flight work, culminating in the active control of fore body vortices.

Schairer, George S. 1913-, b. Pittsburgh, PA.B.S. (1934),Swarthmore Coll., M.S. (1935), Mass. Inst. Of Tech. During Schairer's long career at the Boeing Company, hewas responsible for the stability and control designs of many of their airplanes. He redesigned the Stratoliner vertical tail to include one of the first dorsal fins and was responsible for sweeping the B-47's wing. He became Boeing's Corporate Vice President for Research.

Shaw, David E. 1932-, b. Bradford, U.K. B.Sc. Aeronautics (1954), Queen Mary Coll., London. He worked in all areas of aerodynamics at AV Roe Weapons Division and at BAe Warton. Shaw's career high lights were clearance of the Lightning for rapid rolling, Tornado wing design, and Aerodynamics Team Leader for the Experimental Aircraft Programme (EAP), from design to full-flight clearance.

Smith, Terry D. 1947-, b. Norwich, U.K. B. Sc. Eng. (1968), Imperial Coll., London. As a flight-test engineer specializing in flight controls, he was deeply involved in stability and control testing and flight control system development on the Jaguar, Tornado, and Euro fighter Typhoon. He led the flight-test teams for both the fly-by-wire Jaguar and the Experimental Aircraft Programme (EAP) digital flight control systems.

Soulé, Hartley A. 1904-, b. New York, NY. B.S.Ae. (1927), New York U. Soulé started at NACA in 1927. He pioneered in spin research and made the first comprehensive measurements of airplane flying qualities. He was a co-inventor of the NACA Stability Wind Tunnel. Soulé wrote a set of flying qualities requirements that eventually led to civil standards and military specifications.

Stengel, Robert F. 1938-, b. East Orange, NJ. S.B. (1960), Mass. Inst. of Tech., M.S.E. (1965), M.A. (1966), Ph.D. (1968), Princeton U. At the Draper Laboratory, Stengel followed airplane flying qualities principles in designing the manual attitude-control system for the Project Apollo Lunar Module. At Princeton, he converted the Navion variable-stability research airplane to digital control and conducted flying qualities and control system research.

Szalai, Kenneth J. 1942-, b. Milwaukee, WI.B.S.E.E. (1964),U. of

Wisconsin, M.S.M.E. (1970), U. of Southern California. Mr. Szalai was principal investigator for the NASA Dryden F-8 Digital Fly-by-Wire program, the first of its type. He led the development of the U.S.-Russian Tu-144 supersonic flying laboratory. As director of the NASA Dryden Flight Research Center, he supervised research in thrust vectoring, high-angle-of-attack aerodynamics, and advanced flight controls. The X-29, X-31, X-36, and X-38 experimental programs were under his direction.

Thomas, H. H. B. M. (Beaumont) 1917-2000, b. Llanelli, U. K. B.Sc. (1939), D.Sc. (1980), U. ofWales,OBE1979. In the Aerodynamics Department of the RAE, Farnborough, his expertise was instability and control at the edges of the flight envelope. He contributed to control surface aerodynamics during World War II and to the dynamic stability of slender aircraft during the basic research that led to the Concorde. He also contributed to spin entry and recovery testing and analysis.

Toll, Thomas A. 1914-, b. Bridgewater, SD. B.S. (1941), U. of Calif. Toll made a wide range of stability and control contributions, including control surface aerodynamic balance, swept wings, and variable geometry. He is perhaps best known for two valuable summary reports, on lateral control research and on the supersonic transport.

Tonon, Aldo 1957-, b. Caracas, Venezuela. Politecnico of Turin (1982). At Alenia of Turin (formerly Aeritalia), Tonon's major activity was in combat aircraft controls development. He was on the AMX program and then on the Eurofighter 2000 control law design, starting with the EAP technology demonstrator.

Wanner, Jean-Claude L. 1930-, b. Brest, France. Ing. (1950), Ecole Polytechnique, Ing. (1955), ENSAE. Dr. Wanner's career in airplane stability and control includes serving as a military pilot, flight test engineer, and as professor in a number of institutions, including the ENSAE. He is author of the French text Mécanique du Vol. He pioneered in using computer methods in the teaching of stability and control.

Washizu, Kyuichiro 1921-1981, b. Ichinomiya, Aichi, Japan. B. Eng. (1942), Imperial U. of Tokyo, Dr. Eng. (1957), U. of Tokyo. Dr. Washizu's important contribution to airplane stability and control was to train a generation of Japanese engineers in the field, having spent time in the United States to study the educational system. He did research on human controllability limits and finite-element methods and is the principal author of the stability and control section in Japan's Handbook of Aerospace Engineering (1974).

Weick, Fred E. 1899-1993, b. Chicago, IL. B.S. (1922), U. of Illinois. Weick was at NACA's Langle y Aeronautical Laboratory from 1925 until 1936, contributing to lateral control research. He developed the W-1 pusher airplane, incorporating important stability and control innovations. The W-1 was a two-control airplane that had limited up-elevator travel and a tricycle landing gear. He later became known as the designer of the Ercoupe, the first agricultural airplane, the Ag-1, and a series of Piper aircraft.

Westbrook, Charles B. 1918-2001, b. Port Jervis, NY. M.S. (1946), Mass. Inst. of Tech. Westbrook joined the USAF Flight Dynamics Laboratory in 1945 as head of stability and control. He oversaw the development of post-war flying qualities specifications and the USAF Stability and Control Handbook. Westbrook managed for the Air Force much flying qualities research, including work on variable-stability airplanes.

White, Roland J. 1910-2001, b. Missoula, MT. B.S. (1933), U. of Calif., M.S.M.E. (1934), M.S.A.E. (1935), Calif. Inst. of Tech. His long stability and control career started at Curtiss-Wright, St. Louis, where he incorporated a springy or «vee» tab to the C-46 Commando, adding to its allowable aft cg travel. White designed a mechanical yaw damper for the Boeing B-52 and made one of the first servo analyses of electronic yaw dampers, for the B-47.

Wykes, John H. 1925-1988.B.S. (1949), Mass. Inst. Of Tech., M.S., U. of So. Calif. Wykes was a leading stability, control, and aeroelastics engineer at the Rockwell International Aircraft Division from 1949 to 1986, where he

contributed to the designs of the F-86, F-100, F-107, B-70, and B-1 airplanes. He joined Northrop in 1987 to work on their YF-23A airplane. In addition to innovative work on stability augmentation, he also was responsible for the design of the B-1 gust alleviation system.

Zimmerman, Charles H. 1907-1995, b. Olathe, KS. B.S. (1929), U. of Kansas, M.S.Ae. (1954), U. of Virginia. Zimmerman started at NACA in 1929. He produced the classical NACA dynamic longitudinal and lateral stability analyses in 1935 and 1937, complete with stability boundary design charts. This was a considerable accomplishment for those times and the main design source for dynamic stability for years afterwards. He was instrumental in developing the Langley 20-foot spin and free-flight tunnels.

المراجع والمطبوعات الأساسية
(باللغة العربية)

اندرجت المراجع على أساس الفصول. وقد وضعت استشهادات إضافية، لجعل قائمة المراجع بمثابة ثبت مرجعي أساس. وعلى هذا الأساس تضمنت قائمة المراجع المقالات الهامة والتقارير المفصلية الخاصة بالاستقرار والتحكم فقط.

وتم سرد دراسات الاستقرار والتحكم التاريخية في التمهيد، فيما أدرجت الكتب التدريسية للاستقرار والتحكم في نهاية الفصل الثاني.

المختصرات المستخدمة في هذا المقطع أو في أماكن أخرى في هذا الكتاب هي كالتالي:

AFFDL مخبر ديناميكيات الطيران لسلاح الجو

AFWAL مخابر طيران رايت لسلاح الجو

AGARD الفريق الاستشاري لتطوير وبحث الفضاء

AIAA المعهد الأمريكي للطيران والفضاء (فيما مضى IAS، معهد علوم الطيران)

ASME المجتمع الأمريكي للمهندسين الميكانيكيين الدوليين

AWST أسبوع الطيران وتقنية الفضاء

CAA هيئة الطيران المدني في المملكة المتحدة

DERA وكالة الدفاع للتقييم والبحث (المملكة المتحدة) (فيما مضى مؤسسة الطيران الملكية)

DLR مركز الفضاء الأمريكي (فيما مضى DFVLR)

FAA إدارة الطيران الفيدرالي الأمريكي

FAR لائحة الطيران الفيدرالي الأمريكي

IEEE معهد مهندسي الكهرباء والإلكترون (فيما مضى AIEE، المعهد الأمريكي لمهندسي الكهرباء)

JAR متطلبات الطيران المشتركة الأوروبية

NAE المؤسسة الوطنية للملاحة الجوية

NAL مخبر الفضاء الوطني

NASA إدارة الطيران والفضاء الوطني (فيما مضى NACA، اللجنة الاستشارية الوطنية للطيران)

NASDA وكالة تطوير الفضاء الوطنية

NATC مركز الاختبار الجوي لسلاح البحرية

NRC مجلس البحوث الوطني

RAeS جمعية الطيران الملكية

R&M مذكرات وتقارير، بريطانيا A.R.C

RTO منظمة البحوث والتقنية

SAE جمعية مهندسي الآليات

STI الأنظمة التقنية المحدودة

الفصل الأول التطويرات المبكرة في الاستقرار والتحكم

براين، جورج 1911. الاستقرار في الطيران. لندن: ماك ميلان.

جيبسون، جون 2000. تعليقات غير منشورة على النسخة الأولى لاستقرار الطائرة والتحكم بها، مطبعة جامعة كامبريدج، 1997.

جيكس، هنري، فريد، كوليك 1985. ديناميك تحكم الطيران لعام 1903 منشورات رايت، محاضر جلسات مؤتمر تحكم الطيران الجوي، نيويورك: AIAA، صفحة 534 ـ 548.

جونز، ميلفيل 1934. ديناميكيات الطائرة في نظرية الإيروديناميك، مجلد 5، الناشر دوراند، برلين: سبرينغر، صفحة 1 ـ 222.

ليدنيسر، ديفيد 2001. تعليقات غير منشورة في رسالة مؤرخة في 2 شباط/ فبراير تعود إلى تقرير NACA رقم 254 من خلال فيربانكس على اختبارات توزيع الضغط لنموذج الطائرة فوكر D VII.

الفصل الثاني معلمون ومراجع

ميليكين، ويليام الابن 1947. «التقدم في بحوث الاستقرار والتحكم الديناميكي،» مجلة علوم الطيران، السنة 14، الرقم 9، صفحة 493 ـ 518.

الفصل الثالث جودة الطيران أصبحت علماً

أندرسون سيث، هيرفيه كويكلي، وروبيرت أينيس. اعتبارات الاستقرار والتحكم للطائرة STOL، تقرير آغارد 504.

آنون 1980. المواصفة العسكرية. جودة طيران الطائرات المُقادة، MIL-F ـ C8785.

آنون 1983. التصميم ومتطلبات صلاحية الطيران لخدمة الطائرة، مِقيَس الدفاع 00 ـ 970/ قضية1، مجلد 1، الكتاب2، الجزء 6 ـ الإيروديناميك، أداء جودة الطيران، وزارة الدفاع، المملكة المتحدة.

آنون 1987. جودة طيران المَركبات المقادة، MIL-STD ـ 1797، سلاح الجو الأمريكي.

آنون 1994. متطلبات الطيران المشترك ـ جار25 ـ الطائرات الكبيرة، القسم 1 ـ متطلبات، الجزء الفرعي ب ـ الطيران، صلاحية الطيران المشترك.

أشكيناز، أيرفينغ. 1985. الطيران المُجمع ومقارنات المحاكاة واعتبارات، في تقرير آغارد رقم 408. (64 مرجع).

أشكيناز، أيرفينغ. 1973. المراجعات المطلوبة للأجزاء المُختارة من MIL-F ـ 8785(ASG) وبيانات الخلفية، AFFDL-TR ـ 73 ـ 76.

أسادوريان، وجون هاربير 1953. تحديد جودة طيران الطائرة دوغلاس DC ـ 3. 3088 NACA TN.

بارنيز، آرثور 1988. دور المحاكي في جودة الطيران ونظام تحكم الطيران المتعلقة بالتطوير، في آغارد LS 157.

بيلسلي، ستيفن 1963. محاكي نظام آلة ـ رجل لطيران المَركبات، IEEE معاملات الإنسان في الإلكترونيات، مجلد HFE ـ 4، رقم1، صفحة 4 ـ 14.

بروهاوس، والديمار 1991. استقرار الطائرة المتغير، من المنظور التاريخي، مجلة مجتمع الطيران الأمريكي التاريخي، مجلد 36، رقم 1، صفحة 30 ـ 55.

براين، جورج 1911. الاستقرار في الطيران، لندن: ماك ميلان.

تشالك تشارلز، نيل، هاريس، بريتشارد، وروبيرت وودكوك 1969. جودة طيران الطائرات المُقادة، خلفية معلوماتية

وكتيب استثمار للمِقيَس MIL-F ـ 8785 (ASG)، AFFDL-TR ـ 69 ـ 72.

كوك، 1994. «نظرية الاستقرار السكوني الطولي لهانغ غلايدر،» مجلة الطيران، مجلد 98، رقم 978، صفحة 292 ـ 304.

كوبر جورج وروبيرت هاربير، 1969. استخدام تقدير الطيران في تثمين جودة الطيران اليدوي، ناسا TN D ـ 5153

كوييل شون 1996. فن وعلم طيران الحوامات، آميس: مطبعة جامعة أيوا الحكومية، صفحة 91 ـ 92.

كريغ ساموئيل، وروبير هيفلي 1973. معاملات التحكم المسيطرة في تقاربات هبوط STOL، مجلة الطائرة، مجلد 10، رقم 8، صفحة 495 ـ 502.

دونلان تشارلز 1944. التقرير الفاصل على استقرار وتحكم الطائرات بدون ذيل، تقرير NACA رقم 796.

فيلدينغ ولودج 2000. الاستقرار والتحكم للطائرة STVOL: تصميم قوانين تحكم الطيران الطولي، مجلة الطائرة،

مجلد 104، رقم 1038، صفحة 383 ـ 389.

غورون ورينولدز 1995. عندما محاكي الطيران يكون ضرورياً، مجلة الطائرة، مجلد 32، رقم2، صفحة 441 ـ 451.

جيلروث روبيرت 1943. متطلبات جودة الطيران المرضية للطائرات، تقرير NACA رقم 755.

جيلروث روبيرت ووايت 1941. التحليل والتنبؤ للاستقرار الطولي للطائرات، تقرير NACA رقم 711.

جيلروث روبيرت وتورنر 1941. التحكم الجانبي المطلوب لجودة طيران مرضية المستندة إلى اختبارات الطيران لطائرات متعددة، تقرير NACA رقم 715.

غلوريه 1934. مراوح الطائرة، القسم L من نظرية الإيروديناميك، مجلد IV، طبعت من قبل دوراند، كاليفورنيا: لجنة طباعة دوراند، صفحة 348 ـ 351.

غويت هاري، روبيرت جاكسون، وستيفن بيلسلي 1944. إجرائية النفق الهوائي لتحديد الاستقرار الحرج ومميزات التحكم للطائرات، تقرير NACA رقم 781.

هانسين جامس 1987. المهندس المسؤول، تقرير ناسا رقم 4305.

هاريس غاوتري، بين، وبيلي 2000. تقدير القيمة غرانفيلد لجودة الطيران اليدوي: تقارب الهبوط متعدد الابعاد لتقييم جودة الطيران اليدوي، مجلة الطيران، مجلد 104، رقم 1034، صفحة 191 ـ 198.

هوه روجير وتيشلار 1983. حالة تطور المعيار اليدوي لانتقال VSTOL، مقالة AIA 83 ـ 2103.

هوه روجير 1981. تطوير معيار جودة التعامل للطائرة مع التحكم المستقل بست درجات حرية، AFWAL-TR ـ 81 ـ 3027.

هوه روجير 1983. جلب التماسك لهندسة جودة التعامل، الطيران والفضاء، حزيران، صفحة 64 ـ 69.

هوه روجير، ديفيد ميتشيل، وستيفن ستورمر 1987. معيار جودة التعامل لهبوطات الطائرات STOL، تقرير STI رقم 407.

كاندالفت 1971. صلاحية متطلبات جودة الطيران لـ MIL ـ F ـ B8785(ASG)، تقرير AFFDL رقم 71 ـ 134.

كايتين جيرالد 1945. تحليل الاستقرار والتحكم من ناحية جودة طيران الطائرات بمقياس كامل، تقرير NACA 825.

ميتشيل وهوه 1983. معيار جودة التعامل للتحكم بمسار الطيران STOL للتقارب والهبوط، تقرير AIAA رقم 83 ـ 2106.

مويجي 1985. معيار جودة التعامل للطيران الطولي في السرعة المنخفضة لطائرة النقل بوجود أنظمة تحكم الطيران في الحلقة المغلقة، دوردريتش: مارتينوس نيجهوف.

مورهاوس ديفيد وروبيرت وودكوك 1982. المواصفة العسكرية ـ جودة طيران الطائرات المُقادة، تقرير AFWAL رقم 81 ـ 3109، خلفية معلوماتية وكتيب استثمار للمِقيَس MIL-F ـ C8785، (120 مرجع).

مايرز توماس، دونالد جونستون، ودوان ماك روير 1987. جودة طيران المكوك الفضائي ومعيار التقييم، تقرير ناسا رقم 4049.

فيليبس ويليام 1948. تقدير وتنبؤ جودة الطيران، تقرير NACA رقم 927.

فيليبس ويليام 1994. تأثيرات مميزات نموذج طيران مُقيَس وتصميم المُوسِطات، مجلة الطائرة، مجلد31، رقم 4، صفحة 454 ـ 457.

رولف وستابليس 1986. محاكي الطيران، لندن: مطبعة جامعة كامبريدج.

شيفر ماري 1993. المحاكي في الطيران لدى فعالية بحوث طيران دريدن في الناسا، مجمع الطيران الأمريكي التاريخي، مجلد 38، رقم 4، صفحة 261 ـ 277.

شانكس غيل، فيلدينغ، غريفيث 1996. تحكم الطيران وبحوث المعاملة مع الطائرة هارير VAAC، في تحكم طيران الطائرة المتقدم، مطبعة تيشلار، لندن: تايلور وفرانسيس، صفحة 159 ـ 186.

سوليه هارتلي 1940. التحقيق الأولي لجودة طيران الطائرات. تقرير NACA رقم 700.

ستابلفورد، ماك روير، هوه، جونستون، وهيفلي 1970. الغُلب MIL ـ F ـ (ASG)B8785، شركة الأنظمة التقنية المحدودة تقرير TR ـ 190 ـ 1.

ستينجيل، روبيرت 1979. المحاكي في الطيران بوجود انزياح لمركز ثقل الطيار والسرعة غير المتوافقة، مجلة التحكم والتوجيه، مجلد 2، رقم 6، صفحة 538 ـ 540.

ستينتون دارول 1996. جودة طيران الطائرة واختبار الطيران، ريستون، فيرجينيا، AIAA صفحة 6، 5.

توماس وكوتشيمان 1974. سيدني بوابات بارينغتون 1893 ـ 1973، مطبوعات، مذكرات زملاء المجمع الملكي، مجلد20، صفحة 181 ـ 212.

تيشلار وهوه 1982. معيار جودة التعامل لتحكم مسار الطيران لطائرة V/STOL، مقالة AIAA رقم 82 ـ 1292.

فارنر ادوارد وفريديريك نورتون 1970. التقرير الأولي على اختبارات الطيران الحر، تقرير NACA رقم 70.

ويستبروغ تشارلز ودوان ماك روير 1979. جودة الطيران وديناميك الطيار، هندسة الطيران/ الفضاء، مجلد 18، رقم 5، صفحة 26 ـ 32.

وودكوك روبيرت وبرون 1986. مِقيَس ميل الأساسي لجودة طيران الطائرة، محاضر جلسات AIAA مؤتمر ميكانيك الطيران الجوي، نيويورك: AIAA، صفحة 232 ـ 238.

الفصل الرابع تأثيرات القدرة على الاستقرار والتحكم

جيلروث روبيرت ووايت 1941. تحليل وتنبؤ الاستقرار الطولي للطائرات، تقرير NACA رقم 711.

غويت هاري ونويل ديلاني 1944. تأثير ميل محور المروحة في مميزات الاستقرار الطولي للطائرات بمحرك وحيد، تقرير NACA رقم 774.

لي جون 1984. ينبغي الطيران الأربعاء، كونيكتيكيت: منشورات ميستيك.

ماك كيني ماريون الابن، كون وجون ريدر 1964. جودة الطيران والإيرودايناميك للطائرات V/STOL النفاثة، مقالة SAE رقم 864أ.

ميليكان كلارك 1940. تأثير تدوير المراوح في مميزات الطائرة، مجلة علوم الطيران، مجلد 7، رقم 3، صفحة 85 ـ 103.

فيليبس ويليام، كرين، وباول هانتر 1944. تأثير الانزياح الجانبي لمركز الثقل في انحراف دفة الاتجاه المطلوب للموازن الضبط، NACA WR L ـ 25.

ريلف 1922. المحرك الكهربائي بقطر صغير للاستخدام في نماذج الطائرات، بريطانيا البحث والتصنيع 778.

ريبنر هربيرت 1944. مذكرات على المروحة وطبقة الجريان بعلاقة الاستقرار، NACA WR L ـ 25.

ريبنر هربيرت 1945. صيغ للمراوح في الاتجاه ومخططات مشتق القوة الجانبية، تقرير NACA رقم 819.

ريبنر هربيرت 1945. المراوح في الاتجاه، تقرير NACA رقم 820.

ريبنر هربيرت 1946. حقل التدفق حول المحرك النفاث وتأثير المحركات النفاثة في الاستقرار للطائرات بنافث مروحي، NACA ACR L6C13.

سميلت رونالد وديفيس 1937. تنبؤ الزيادة في الرفع العائدة لطبقة الجريان، بريطانيا البحث والصناعة 1788.

سكواير وتراونير 1944. دورة النفاثات في الجريان العام، بريطانيا البحث والصناعة 1974.

فيتر هانس 1953. تأثير محرك التوربو في ديناميك الاستقرار لطائرة، مجلة علوم الطيران، مجلد 20، رقم 11، صفحة 797، 798.

الفصل الخامس إدارة قوى التحكم

آميس ميلتون الابن وريتشارد سيرز 1941. تحديد مميزات سطح التحكم من NACA القلاب ـ السهل وبيانات الجنيح، تقرير NACA رقم 721.

باومغارتن وهين 1966. مفهوم إعادة التكوين الجديد لأنظمة تحكم الطيران في حالة المحرك وأعطال سطح التحكم.

محاضر جلسات المؤتمر العشرون لـ ICAS، سورينتو، إيطاليا، أيلول 8 ـ 13، 1996.

براون 1941. تحكمات المُوازن النابضي، بريطانيا البحث والصناعة 1979.

برايانت وكاندي 1939. التحقيق في الاستقرار الجانبي للطائرات مع دفة توجيه حرة، تقرير NPL S&C 1097.

مكتب الطيران 1953. النظام الهيدروليكي، تقرير AE ـ 61 ـ V.41

تشامبيرز جوزيف 2000. شركاء في الحرية، دراسات في التاريخ الفضائي رقم 19، تقرير ناسا 2000 ـ 4519، صفحة .155، 154

شوي، سيونغ ـ ووك، كين ـ شيك تشانغ، وهونام 2001. الدراسة المُوسِطية لإيروديناميك الكابح العابر مع نماذج معادلتي الاضطراب، مجلة الطائرة، مجلد 38، رقم 5، صفحة 888 ـ 894.

دون أورفيل 1949. تحكمات السطح المدعوم إيروديناميكياً وتطبيقاته على طائرة النقل DC ـ 6، صفحة 503 ـ 533. I.A.S. R.Ae.S Proc.

غيتس سيدني 1940. مذكرة على المسننات التفاضلية كوسيلة لموازن دفة التدوير، بريطانيا البحث والصناعة 2526.

غيتس سيدني 1941. مذكرات على الجنيح النابضي، تقرير ب.أ. 1665، بريطانيا R.A.E.

غلوريه هيرمان 1927. العلاقات النظرية لمقطع الجناح مع القلاب المفصل، بريطانيا البحث والصناعة 1095.

غلين جون 1963. المميزات الوظيفية لنظام تحكم الطيران اليدوي، IEEE والمعاملات البشرية في الإلكترونيات، مجلد HFE ـ 4، رقم 1، صفحة 29 ـ 38.

غورانسون فابيان 1945. اختبارات الطيران للحافة الخلفية المشطوفة التجريبية لدفات التدوير فريز على الطائرة المقاتلة، NACA TN 1085.

كوف ميلفين وبيرد 1936. تحديدات الطيار في القوى المطبقة لتحكمات الطيار، NACA TN 550.

غراهام دانستان ودوان ماك روير 1991. المحاولة ذات الأثر الرجعي على اللاخطية في تحكم طيران الطائرة، مجلة التوجيه، التحكم والديناميك، مجلد 14، رقم 6، صفحة 1089 ـ 1099.

غرينبيرغ هاري 1944. حساب قوى العصا من أجل دفة غوص مع جنيح نابضي، NACA WR L ـ 139.

غرينبيرغ هاري وليونارد ستيرنفيلد 1943. التحقيق النظري للاهتزازات الجانبية لطائرة مع دفة توجيه حرة ومرجع محدد لتأثيرات الاحتكاك، تقرير NACA رقم 762.

هارشبورغر 1983. تطوير أنظمة تشغيل تحكم الطيران المتكرر للطائرة المقاتلة سترايك A/F ـ 18، مقالة SAEرقم 831484.

هيس سيواكوسيت وشانغ 2000. إيواء صنف أعطال المحرك في أنظمة تحكم الطيران، مجلة التوجيه، التحكم والديناميك، مجلد 23، رقم 3، صفحة 412 ـ 419.

هوارد 2000. تخطيط الآمان العالي جداً: أبعاد الخطأ الذاتي، مجلة الطيران، مجلد 104، رقم 1041، صفحة 517 ـ 555.

جيانغ جين وكينغ زاو 2000. تصميم أنظمة التحكم الموثوقة التي تملك تكرارية محركات، مجلة التوجيه، التحكم والديناميك، مجلد 23، رقم 4، صفحة 709 ـ 718.

جونز روبرت وميلتون آميس 1942. تحقيق النفق الهوائي لميزات سطح التحكم، استخدام الحافة الخلفية المشطوفة لتخفيض عزم مفصل سطح التحكم، NACA ARR.

جونز روبرت ودوريس كوهين 1941. تحقيق استقرار طائرة مع التحكم الحر، تقرير NACA رقم 709.

جونز روبرت وهارولد كليكنار 1943. نظرية اختبارات الطيران الأولية سطح ذيل عمودي متحرك بالكامل، NACA WR L ـ 496.

جونز روبرت وألبيرت نيركين 1936. تخفيض قوة تشغيل دفة التدوير بالربط التفاضلي، NACA TN 586.

ليل بروس 1983. تطوير أنظمة تحريك سطح التحكم بتكوينات متغيرة للطائرة F-16، مقالة SAE رقم 831483.

ماسكري روبيرت وثاير 1978. تاريخ موجز للمخدمات الآلية الإلكتروهيدروليكية، مجلة الأنظمة الديناميكية، قياسات وتحكم (ASME)، مجلد 100، رقم 2، صفحة 110 ـ 116.

ماثيوس تشارلز 1944. تحقيق تركيبي لتأثير التشوه الصنعي لدفة الغوص في الاستقرار والتحكم الطولي لطائرة، NACA ACR L4E30.

ماك آفوي ويليام 1937. القوى العظمى المطبقة من قبل الطيار على تحكمات من نوع المقود، NACA TN 623.

ماك لين 1999. أنظمة تحكم طيران طائرة، مجلة الطيران، مجلد 103، رقم 1021، صفحة 159 ـ 165.

ماك ماهان جاك 1983. الملحق أ التحكمات المعاد تشكيلها، NACA CP 2277.

ماك روير دوان 1997. تقرير اللجنة على تأثيرات الترابط طيار ـ طائرة في أمان الطيران، واشنطن، داكوتا: مطبعة الأكاديمية الوطنية، صفحة 26، 55 ـ 73.

أوسدار ستيفن 1999. نظرة عملية لإدارة التكرار ـ النظرية والتطبيق، مجلة التوجيه، التحكم والديناميك، مجلد 22، رقم 1، صفحة 12 ـ 21.

بيرين 1928. العلاقات النظرية لمقطع جناح مع نظام قلاب متعدد المفاصل، بريطانيا البحث والصناعة 1171.

فيليبس وليام براون وماثيوس الابن 1953. مراجعة وتحقيق لميزات التحكم غير المرضية المتضمنة عدم الاستقرار لتركيبة طائرة ـ طيار وطرق التنبؤ عن هذه الصعوبات من الاختبارات الأرضية، NACA RM L53F17a

فيليبس وليام 1944. تطبيق الجنيحات النابضية على تحكمات دفة الغوص، تقرير NACA رقم 797.

روغالو فرانسيس 1944. تجميع بيانات اختبار دفة التدوير الموازنة، NACA WR (ACR)4 A11.

رووت اوجين 1939. تصميم الذيل مع سطوح عمودية متعددة أو وحيدة، مجلة علوم الطيران، مجلد 6، رقم 9، صفحة 353 ـ 360.

شافير ايندرهيس وجون موينيس 1991. نظام تشغيل تحكم الطيران للطائرة القاذفة B ـ 2 المتقدمة تكنولوجياً

محاضر جلسات مؤتمر طيران الأطلسي SAE، مقالة SAE رقم 911112، 14 صفحة.

شميت فيرون، جيمس موريس، وكافين جيني 1998. الطيران بالوصل السلكي ـ تاريخ ومنظور تصميمي، SAE IBSN 0 ـ 7680 ـ 0218 ـ 4.

سيرس ويليام 1987 (تموز) طيران جناح يمكن أن يظهر متخفياً ثانيةً، فضاء أمريكا، مجلد25، رقم7، صفحة16 ـ 19

سيلفرشتاين آبيه وكاتزوف 1940. المميزات الإيروديناميكية لسوح الذيل الأفقي، تقرير NACA رقم 868.

تول توماس 1947. موجز لبحث التحكم الجانبي، تقرير NACA رقم 868.

تومايكو جيمس 2000. الحواسيب تأخذ الطيران: لمحة تاريخية عن مشروع الناسا الرائد للطيران الرقمي بالوصل السلكي، تقرير NACA رقم 200 ـ 4224.

واترمان 1983. نظام هيدروليك الطائرة بوينغ 767، مقالة SAE رقم 831488.

ويك فريد 1987. من الأرض إلى فوق، واشنطن، داكوتا: معهد سميثسونيان.

وايت رونالد 1950. تحقيق الاستقرار الديناميكي الجانبي في الطائرة XB ـ 47، مجلة علوم الطيران، مجلد 17، رقم 3، صفحة 133 ـ 148.

يونغ اكسو وغو 1997. تخفيض التأثيرات المضادة العابرة للكوابح، مجلة الطائرة، مجلد 34، رقم4، صفحة 479 ـ 484.

الفصل السادس الاستقرار والتحكم في مرحلة التصميم

ابوت ايرا، فون دونهوف، وستيفرس الأبن 1945. ملخص لبيانات مقطع الجناح، تقرير NACA رقم 824.

انون 1974. بيانات مجتمع الطيران الملكي، بيانات هندسة العلوم البند رقم 74011، السلاسل الفرعية الإيروديناميكية.

كامبيل جون وماريون ماك كيني 1952. ملخص الطرق لحساب الاستقرار الجانبي الديناميكي والاستجابة ومن أجل التنبؤ عن مشتقات الاستقرار الجانبية، تقرير NACA رقم 1098.

بلوي، ولي 1995. الاستقرار الاتجاهي لمستقبل الطائرة العريض في التزود بالوقود جواً، مجلة الطائرة مجلد 32، رقم 2، صفحة 453 ـ 455.

دويونغ جون 1948. حمولة الحركة الحلزونية المتناظرة نظرياً في السرعات تحت الصوتية للأجنحة التي تملك مخطط شكل اعتباطي، تقرير NACA رقم 921.

دويونغ جون 1951. حمولة الحركة الحلزونية اللامتناظرة نظرياً للأجنحة بمخطط شكل اعتباطي في السرعات تحت الصوتية، تقرير NACA رقم 1056.

دويونغ جون 1952. حمولة الحركة الحلزونية المتناظرة نظرياً العائدة إلى انحراف القلاب للأجنحة بمخطط شكل اعتباطي في السرعات تحت الصوتية، تقرير NACA رقم 1071.

دويونغ جون 1976. استخدام شبكة الدوامة، تقرير ناسا رقم 405.

ديديريتش فرانكلين 1951. مخططات وجداول للاستخدام في حسابات الجريان السفلي للأجنحة بمخطط شكل اعتباطي، تقرير NACA رقم 2353.

فالكنر 1943. حساب التحميل الإيروديناميكي على أسطح أي شكل، بريطانيا A.R.C.R & R رقم 1910.

هوك دونالد 1976. الاستقرار والتحكم لسلاح الجو الأمريكي ADATCOM، مخبر ديناميك طيران سلاح الجو الأمريكي.

هاوس روفوس وآرتور والاس 1941. تحقيق النفق الهوائي لتأثير التداخل في مميزات الاستقرار الجانبي لأربعة أجنحة NACA 23012، لجسم دائري وأهليلجي، وزعانف عمودية، تقرير NACA رقم 705.

جيمسون شميدت وتوركل 1981. الحل الرقمي لمعادلة اولير بطرق الحجم المنتهي باستخدام رانج غوتا اشكال الزمن الخطوية، مقالة AIAA 81 ـ 1259.

جونز روبرت 1946. خواص الأجنحة المحددة بنسبة امتداد ضعيفة في السرعات تحت وفوق سرعة الصوت، تقرير NACA رقم 835.

كامينار أسحق، ريتشارد هوارد، وكاري بوتريل 1997. تطوير معيار الحلقة المغلقة لحجم الذيل من أجل النقل المدني عالي السرعة، مجلة الطائرة، مجلد 34، رقم 5، صفحة 638 ـ 664.

كايتين جيرالد وويليام كوفن 1945. مقارنة النفق الهوائي وقياسات الطيران لمميزات الاستقرار والتحكم للطائرة دوغلاس A ـ 26، تقرير NACA رقم 816.

مولثوب هانس 1941. إيروديناميك الهيكل، تقرير NACA رقم 1036.

مونك ماكس 1923. القوى الإيروديناميكية على المنطاد هالس، تقرير NACA رقم 184.

بيرسون هنري وروبيرت جونز 1938. مميزات الاستقرار والتحكم النظري للأجنحة مع قيم مختلفة من الجَدل والنحالة، تقرير NACA رقم 635.

بوليام وستيجر 1989. محاكيات تفاضل العناصر المنتهية الضمنية بتدفق ضغطي ثلاثي الأبعاد، مجلة AIAA، مجلد 18، رقم 2، صفحة 159 ـ 167.

سيلفيرشتاين آبيه وكاتزوف 1939. مخططات التصميم لزوايا الجريان السفلي المتنبأ بها ومميزات أثر موجة القص خلف الأجنحة المرفرفة والمنبسطة، تقرير NACA رقم 648.

سميث 1962. الجريان غير المضغوط حول الأجسام بشكل اعتباطي، مقالة IAS رقم 62 ـ 143، ممثلة في اجتماع IAS للعلوم الوطنية، لوس أنجلوس، كاليفورنيا، حزيران.

الفصل السابع الطائرات النفاثة في الزمن الحرج

أبزوغ 1956. تطبيق المشغلات المصفوفية على حركة الطائرة الحركية، مجلة علوم الطيران، مجلد 23، رقم 7، صفحة 679 ـ 684.

غينستون بيل 1973. قاذفات الغرب، نيويورك: سكرايبنر.

الفصل الثامن اكتشاف الترابط العطالي

أبزوغ 1954. تأثيرات العديد من الحركات المستقرة في الاضطرابات الصغيرة لحركات الطائرة، مجلة علوم الطيران، مجلد 21، صفحة 749 ـ 762.

بيرغران نورمان وباول نيكل 1953. تحقيق الطيران لتأثير الدوران المستقر في الترددات الطبيعية لتركيبة جسم ـ ذيل تقرير NACA رقم 2985.

غيتس ومينكا 1959. مذكرة على معيار لخطورة عدم الاستقرار المتحرض في الدوران، مجلة علوم طيران/ فضاء، مجلد 26، رقم 6، صفحة 287 ـ 290.

فيليبس ويليام 1948. تأثير الدوران المستقر في الاستقرار الاتجاهي والطولي، تقرير NACA رقم 1627.

فيليبس ويليام 1992. مقتنيات مخبر لانجلي في الأربعينيات، مجلة آمر، مجتمع الطيران التاريخي، مجلد 37، رقم 2، صفحة 116 ـ 127.

بينسكر 1957. شروط الطيران الحرج والحمولات الناتجة من الترابط العرضي العطالي وحالات فشل الاستقرار الإيروديناميكي، RAE ملاحظة طيران تقنية 2502.

رودز وجون شيلار 1957. الدراسة النظرية والتجريبية لديناميك الطائرة في المناورات الكبيرة المضطربة، مجلة علوم الطيران، مجلد 24، رقم 7، صفحة 507 ـ 526، 532.

شي ألبيرت وهانان 1977. التنبؤ بظاهرة القفز في مناورات الدوران المرتبط للطائرات، مجلة الطائرة، مجلد 14، صفحة 375 ـ 382.

سيكيل 1964. الاستقرار والتحكم بالطائرات والحوامات، نيويورك: المطبعة الأكاديمية.

ستينجيل روبيرت 1975. تأثير جمع السرعة الزاوية للدوران وزاوية الانزلاق على استقرار طيران الطائرة، مجلة الطيران، مجلد 12، رقم 8، صفحة 683 ـ 685.

توماس وبرايس 1960. مساهمة نظرية استجابة الطائرة في مناورات الدوران المتضمنة تأثيرات الترابط العرضي العطالي، بريطانيا البحث والصناعة 3349.

ويل جوزيف وريتشارد ديه 1956. دراسة تمثيلية للأهمية النسبية لمعاملات تأثير ترابط الدوران المختلفة، .NACA RM H56A60

ويستبروغ تشارلز 1956. محاضر جلسات مؤتمر مركز رايت للتطوير الجوي على الترابط العطالي للطائرة، WCLC56 ـ 1041.

يونغ، شي، وجونسون 1978. التنبؤ بظاهرة القفز في مناورات الطائرة، المتضمنة التأثيرات الإيروديناميكية اللاخطية، مجلة التوجيه والتحكم، مجلد 1، رقم 1، صفحة 26 ـ 31.

الفصل التاسع الانهيار الحلزوني وكيفية إصلاحه

أبزوغ 1977. مميزات الحركة الحلزونية والاسترداد لنموذج روكويل F680، تقرير أنظمة ACA رقم ر ـ 143.

آدامس 1972. التنبؤ التحليلي لميزات الحركة الحلزونية المتوازنة لطائرة، تقرير الناسا رقم 6926.

أندرسون سيث، أينار انيفولدسون، ولوات نغويان 1983. عوامل الطيار البشري في حوادث الانهيار/ الحركة الحلزونية للطائرة المقاتلة الفوق صوتية، في تقرير آغارد رقم 347.

آرينا آندرو الابن، نيلسون، وشيف 1990. الدراسة التجريبية للظاهرة الديناميكية اللاخطية المعرفة بصخرة الجناح، مقالة AIAA رقم 90 ـ 2812 ـ سي بي، صفحة 173 ـ 183.

بورين 1977. دراسة عامة للحركة الحلزونية للطائرة الخفيفة، هندسة الهيكل للخلف، الجزء 1، ناسا TTF ـ 17 ـ 446.

بييرس مارتين 1995. تفسير الإيروديناميك التجريبي بزاوية ألفا عالية ـ النتائج لتنبؤ الطيران، مجلة الطائرة، مجلد 32 رقم 2، صفحة 247 ـ 261 (80 مرجع).

بيهرل ويليام الابن 1957. التحقيقات التحليلية على الحركة الحلزونية غير المألوفة

لطائرة، في محاضر جلسات حلقة مركز رايت للتطوير الجوي على الحركة الحلزونية لطائرة، نسخة ويستبروغ ودوتش 1774WCLC-57، 1688.

بيهرل ويليام الابن 1981. تأثير الجناح، الهيكل، وتصميم الذنب في إيروديناميك التدفق الدوراني ما بعد الرفع الأعظمي، مجلة الطائرة، مجلد 18، رقم 11، صفحة 920 ـ 925.

بيهرل ويليام الأبن وبيلي بارنهارت 1978. المخططات التصميمية والحدود للتعرف إلى مقاومة الانطلاق لتكوينات طائرة مقاتلة، قاعدة دوفيل الجوية للقوى البحرية، التقرير المركزي 76154 ـ 30.

بيهرل ويليام الابن وبيلي بارنهارت 1983. تقنيات تنبؤ الحركة الحلزونية، مجلة الطائرة، مجلد 20، رقم 2، صفحة 79 ـ 101.

باومن جامس الابن 1971. ملخص تقنية الحركة الحلزونية كما تنسب إلى طائرات الطيران الخاص الخفيفية تقرير الناسا رقم 6575.

باومن جامس الابن 1989. قياسات الضغوط على الذيل والهيكل الخلفي لنموذج طائرة أثناء الحركات الدورانية لمميزات الحركة الحلزونية، تقرير الناسا رقم 2939.

بورك سانجر الابن، جيمس باومان الأبن، ووليام رايت 1977. تحقيق نفق الحركة الحلزونية لمميزات الانهيار الحلزوني لتصميمات الطائرة الخاصة النموذجية بمحرك وحيد. نموذج أ جناح منخفض: تأثيرات تكوينات الذنب، تقرير الناسا رقم 1009.

تشامبيرز جوزيف 2000. شركاء في الحرية، دراسات في تاريخ الطيران رقم 19، تقرير ناسا 2000 ـ 4519، صفحة 91 ـ 94، 102 ـ 105، 223.

تشامبيرز جوزيف وباول ستاف III 1986. ملخص الناسا لبحث الانهيار/ الحركة الحلزونية لتكوينات الطائرة الخاصة مقالة AIAA رقم 86 ـ 2597.

أيريكسون لارس 1993. تفتيش صخرة الجناح الرشيق، مجلة الطائرة، مجلد 30، رقم 3، صفحة 352 ـ 356.

فريمو 1995. تخمين معاملات العزم لنماذج مقيسة ديناميكياً، لنفق هوائي للانهيار الحلزوني الحر، مجلة الطائرة، مجلد 32، رقم 6، صفحة 1407 ـ 1409.

غيتس سيدني وبرايانت 1926. الانهيار الحلزوني للطائرات، بريطانيا البحث والصناعة 1001.

غومان وخرابوف 1994. تمثيل متغيرات الحالة للمميزات الإيروديناميكية لطائرة في زوايا الهجوم العالية، مجلة الطيران، مجلد 31، رقم 5، صفحة 1109 ـ 1115.

هيلار، مايكل، روبيرت، نيوأوهنار وكينيث لوسون 2001. تطوير واختبار قانون التحكم بزاوية هجوم عالية للطائرة سوبر هورنيت F/A ـ E/F18، مجلة الطائرة، مجلد 38، رقم 5، صفحة 841 ـ 847.

جانكيه وفريد كوليك 1994. تطبيق نظرية التشعيب لديناميك الطائرة F ـ 14 بزاوية هجوم عالية، مجلة الطائرة، مجلد 31، رقم 1، صفحة 26 ـ 34.

جاراميلو باول وناغاتي 1995. مقاربة متعددة النقاط للتمثيل الإيروديناميكي في حقل التدفق المعقد، مجلة الطائرة، مجلد 32، رقم 6، صفحة 1335 ـ 1341.

جونسون جوزيف، ويليام نيوسوم وديل ساتران 1980. تحقيق النفق الهوائي بمقياس كامل لتأثيرات تعديلات الحافة الأمامية للجناح في المميزات الإيروديناميكية بزاوية هجوم عالية لجناح منخفض لطائرة خاصة، مقالة AIAA رقم 80 ـ 1844.

جونسون دونالد وجيفري هوج 1976. تأثير الطيران غير المتناظر في الانطلاق والتعامل بزاوية هجوم عالية، مجلة الطائرة، مجلد 13، رقم 2، صفحة 112 ـ 118.

كالفيستي جوري 1978. مميزات استقرار الطائرة في زاوية الهجوم العالية، في تقرير آغارد رقم 235.

كالفيستي جوري 1982. استخدام الموازنة الدوارة وبيانات اختبار الاهتزاز القسري في المحاكي بست درجات حرية، مقالة AIAA رقم 82 ـ 1364.

كالفيستي جوري 1989. مُوسِطات الاستقرار الديناميكي والسكوني المترابط، مقالة AIAA رقم 89 ـ 3362.

لي دونغ شان وناغاتي 1999. تحسين تقدير مُوسِط العزم والقوة المترابطة للطائرة، مقالة AIAA رقم 99 ـ 4174، في مقتنيات AIAA المقالات التقنية لمؤتمر ميكانيك الطيران الجوي، بورتلاند، أورلاندو، 9 ـ 11 آب، صفحة 484 ـ 492.

لي دونغ شان وناغاتي 2000. تحكم كمية الحركة الزاوية في الطيران اللاخطي، مجلة الطائرة، مجلد 37، رقم 3، صفحة 448 ـ 453.

ليفين دانييل وجوزيف كاتس 1992. اهتزازات الدوران المحرضة ذاتياً للأجنحة المثلثية بنسبة امتداد ضعيفة، مجلة الطائرة، مجلد 29، رقم 4، صفحة 698 ـ 702.

لوينبرغ وباتيل 2000. استخدام مخططات التشعيب في إجراءات الاختبار المُقادة، مجلة الطيران، مجلد 104، رقم 1035، صفحة 225 ـ 235.

لوتز، دورهام، وماسون 1996. التطوير الموحد لمعيار الانطلاق الاتجاهي ـ الجانبي، مجلة التوجيه، التحكم، والديناميك، مجلد 19، رقم 2، صفحة 489 ـ 493.

مانغولد بيتر 1991. التحويل لمتطلبات تصميم الطيران الميكانيكي للمقاتلات الحديثة داخل المميزات الإيروديناميكية، في الإيروديناميك المناور، تقرير آغارد رقم 497.

ميتشيل ديفيد ودونالد جونستون 1980. تحقيق عوامل تحديد المناورة بزاوية هجوم عالية، AFWAL ـ TR ـ 80 ـ 3141، الجزء II.

مول، مارتين، وجون باولسون 1958. السلوك الجانبي الديناميكي لطائرة بأداء عالٍ، NACA RM L58E16.

نيهاوس، آنشال، جاكوب، ليتشتينشتاين، وفيليب بيبون 1946. متطلبات تصميم الذيل لاسترداد الحركة الحلزونية المرضية، تقرير NACA رقم 1045.

نيهاوس، آنشال، والتر، كلينار، وستانلي شير 1960. حالة بحث الحركة الحلزونية لتصميمات الطائرة الحالية، ناسا R ـ 57.

نيلسون وآرينا الابن 1992. التحقيق التجريبي لجناح دلتا لأجنحة رشيقة وتكوينات طائرة، محاضر جلسات مؤتمر ديناميك السوائل في زاوية هجوم عالية، طوكيو.

بينسكر 1967. الاستقرار الاتجاهي في الطيران مع قيد زاوية الدوران كشرط يعرف قيمة n_v الدنيا المقبولة، التقرير التقني RAE رقم 67 ـ 127.

بولهاموس ادوارد 1966. دوامة الرفع للأجنحة دلتا بحافة حادة مستندة إلى تماثل الحافة الأمامية الماصة، تقرير ناسا رقم 3767.

ريلف ولافيمدير 1918. الدوران الآلي للمقاطع المنهارة وعلاقتها بسرعة الانهيار الحلزوني للطائرات، بريطانيا البحث والصناعة 549.

ريلف ولافيمدير 1922، 1925.، بريطانيا البحث والصناعة 828 و 936.

روس جين ولوات نكويان 1988. بعض المراقبات التي تخص اهتزازات الجناح دلتا في زوايا الهجوم العالية، مقالة AIAA رقم 88 ـ 4371.

روس هولي وجون بيركينز 1994. مميزات الانهيار المصممة المستخدمة لتعديلات الحافة الأمامية المتدلية، مجلة الطائرة، مجلد 31، رقم 4، صفحة 767.

شير ستانلي 1954. التحقيق التحليلي لحركة استرداد الحركة الحلزونية لطائرة باستخدام البيانات الإيروديناميكية للموازن الدوار، تقرير NACA رقم 3188.

شير ستانلي 1955. ضياع الطيار من التوجه في الحركات الحلزونية المعكوسة، تقرير NACA رقم 3531.

سيتز ديفيد، ديفيد نيلسون، ومارك كاربينتر 1977. برنامج اختبار المقاتلة KEEP EAGLE F ـ E15 بزاوية هجوم عالية، مجلة الطائرة، مجلد 34، رقم 3، صفحة 265 ـ 270.

سكو أندرو وأيريكسون 1982. تصميم الطائرة المقاتلة الحديثة للمناورة بزاوية هجوم عالية، في إيروديناميك بزاوية هجوم عالية، في آغارد LS ـ 121.

سوليه هارتلي وسكودر 1931. طريقة لقياس الطيران للحركات الحلزونية، تقرير NACA رقم 377.

ستيفينس 1931. تحقيقات الانهيار الحلزوني بالطيران الحر مع نماذج متعددة، بريطانيا البحث والصناعة 1404.

ستيفينس 1966. بعض المساهمات البريطانية في الإيروديناميك، مجلة مجمع الطيران الملكي، مجلد 70، رقم 661، صفحة 71 ـ 78.

ستاف باول III، جيمس باتون الأبن، وستيفن سليوا 1987. تحقيق الطيران لتكوين الذيل على الانهيار، الحركة الحلزونية، ومميزات الاسترداد لطائرة البحث الخاصة بجناح منخفض، تقرير الناسا رقم 2644.

توباك موريه، تشابمان، وشيف 1984. النمذجة الرياضية للمميزات الإيروديناميكية في الطيران الميكانيكي، تقرير الناسا رقم 85880.

توباك موريه وشيف 1976. على صيغ المميزات الإيروديناميكية في ديناميك الطيران، تقرير ناسا رقم 456.

تريسترانت ورينيار 1985. مقالة آغارد CP 386 رقم 22.

ويسمان 1974. حالة معيار التصميم لميزات الانطلاق المتنبئة، مقالة AIAA رقم 74 ـ 791.

ويستبروغ تشارلز ودوتش 1957. محاضر جلسات مركز رايت للتطوير الجوي لحلقة الحركة الحلزونية لطائرة، WCLC57 ـ 1688، 1744.

ييب، لونغ، هولي روس، وديفيد روبيلين 1992. اختبارات نموذج الطيران لتكوين مدرب المقاوم للحركة الحلزونية، مجلة الطائرة، مجلد 29، رقم 5، صفحة 799 ـ 805.

زيميرمان تشارلز 1936. الاختبارات الأولية في نفق NACA الهوائي للانهيار الحلزوني الحر، تقرير NACA رقم 557.

آنون 1980. المواصفة العسكرية، جودة طيران الطائرات المُقادة، MIL ـ F ـ 8785.C

آنون 1987. جودة طيران المركبات المُقادة، MIL ـ STD ـ 1797، سلاح الجو الأمريكي.

آرينا الابن، نيلسون، وشيف 1995. التحكم الاتجاهي في زوايا الهجوم العالية باستخدام الهَبَات عبر صدر جسم الطائرة المسلوخ، مجلة الطائرة، مجلد 32، رقم 3، صفحة 596 ـ 602.

بارهام روبيرت 1994. شعاع الدفع المساعد على المناورة لنموذج المقاتلة التكتيكية المتقدمة YF ـ 22، في تقرير آغارد رقم 548.

بيهرل وليام الابن 1966. نظرية جودة التعامل لتحكم مسار طيران دقيق، AFFDL ـ TR ـ 65 ـ 198.

بلايت جيمس، لين ديلي، وداكفين كانغساس 1996. تصميم قانون التحكم العملي باستخدام تقنيات متعددة المتغيرات، في التقدم في تحكم الطيران بطائرة. طباعة تيشلر، لندن: تايلور وفرانسيس، صفحة 231 ـ 267.

تشامبيرس جوزيف 2000. شركاء في الحرية، دراسات في تاريخ الفضاء رقم 19، تقرير ناسا رقم 2000 ـ 4519، صفحة 41.

أيريكسون لارس ومارتين بايرس 1997. تصميم الترابط سائل/ حركة في المناورة الفائقة لهيربست، مجلة الطائرة مجلد 34، رقم 3، صفحة 271 ـ 277.

فيلد أدموند وكين روسيتو 1999. جودة الطيران في التقارب والهبوط لطائرات النقل الكبيرة المستندة إلى النتائج في الطيران، مقالة AIAA رقم 99 ـ 4095.

غاوتري وكوك 1998. توقع موسِط التحكم العام لتقدير جودة التعامل لطائرة، مجلة الطيران، مجلد 102، رقم 1013، صفحة 151 ـ 159.

جيبسون جون 1995. تعريف، تصميم وإدراك جودة التعامل لطائرة، تقرير TU ديلفت رقم LR ـ 756.

جيبسون جون 2000. تعليقات غير منشورة في رسائل، مؤرخة في 10 كانون أول.

غرينويل دوغلاس 1998. تأثيرات التردد في مشتقات الاستقرار الديناميكي التي تم الحصول عليها من اختبار المطال الصغير المهتز. مجلة الطيران، مجلد 35، رقم 5، صفحة 776 ـ 783.

هودكينسون، لامانا، وهايد 1976. جودة التعامل لطائرة مع أنظمة الاستقرار والتحكم المتزايدة ـ تقارب الهبوط الأساسي، مجلة الطيران، مجلد 80، رقم 782، صفحة 75 ـ 81.

هوه روجير وأيرفينغ أشكيناز 1977. معيار جودة التعامل للتحكم بالاتجاه، مجلة الطائرة، مجلد 14، رقم 2، صفحة 142 ـ 150.

هوه روجير وديفيد ميتشيل 1996. مواصفة جودة التعامل ـ المتطلبات الأساسية لنظام تحكم الطيران، في التقدم في تحكم الطيران بطائرة، طباعة تيشلر، لندن: تايلور وفرانسيس، صفحة 3 ـ 33.

مانغولد بيتر 1991. التحول في متطلبات تصميم الطيران الميكانيكي للمقاتلال الحديثة في المميزات الإيروديناميكية، في تقرير آغارد رقم 497.

ميتشيل ديفيد وروجير هوه 1982. تقاربات الهبوط من الدرجة المنخفضة للأنظمة من الرجة العالية: مشاكل ووعود، مجلة التوجيه، مجلد 5، رقم 5، صفحة 482 ـ 488.

مايرز توماس، ماك روير، وجونستون 1987. تحليل جودة الطيران للمناورات بمطال كبير لاخطي، مقالة AIAA رقم 87 ـ 2904.

نكوين لوات وجون فوستر 1990. تطوير المتطلبات الأولية لتحكم أنف ـ غوص لأسفل بزاوية هجوم عالية، لأداء طائرة عالٍ، تقرير ناسا رقم 101684.

بيدريرو، نيلسون، ستيفين روك، ذكي سيليك، وليونارد روبيرتس 1998. التحكم دوران ـ اتجاه في زاوية هجوم عالية من خلال النفخ المماسي لصدر الجسم، مجلة الطائرة، مجلد 35، رقم 1، صفحة 69 ـ 77.

وارد، غريتا، واوي ـ لوي لاي 1996. تصميم الاستقرار المتزايد لطائرة نقل مرنة كبيرة باستخدام موسط لاخطي أمثلي، مجلة التوجيه، تحكم، وديناميك، مجلد19، رقم 2، صفحة 469 ـ 474.

زاغاينوف 1993. المناوراتية العالية، نظرية وممارسة، مقالة AIAA رقم 93 ـ 4737 (قراءة للإخوة رايت 1993).

الفصل الحادي عشر صعوبات تكتنف رقم ماخ المرتفع

أنديرسون سيث وريتشارد بري 1955. تقدير الطيران لمميزات الاستقرار الطولي المشتركة مع الغوص إلى أعلى لطائرة بجناح متراجع في الطيران المناور بسرعات على الحد الصوتي، تقرير NACA رقم 1237.

بيلشتاين روجير 1989، درجات المطال، تقرير ناسا رقم 4406.

تشيلستروم كين وبين لاري 1993. اختبار الطيران في حقل رايت القديم، أوماها: ويستتشيستر هاوس.

كوك ويليام 1991. الطريق إلى 707، بيلفو، واشنطن: الناشر TYC وشركاه.

أيريكسون ألبيرت 1942. تحقيق عزوم الانقضاض لطائرة ملاحقة في نفق آميس الهوائي 16 قدماً عالي السرعة، تقرير NACA رقم WR A ـ 66.

أيريكسون ألبيرت 1943. تحقيق النفق الهوائي للتصاميم لبرهنة مميزات الانقضاض للطائرات، تقرير NACA رقم WR A ـ 66.

فورلونغ تشيستر وجيمس ماك هوف 1957. ملخص وتحليل المميزات الطولية في السرعة المنخفضة للأجنحة المتراجعة في أرقام رينولدز العالية، تقرير NACA رقم 1339.

جيليارد غلين وجون سميث 1978. تجربة طيران الطائرة YF ـ 12 عند ماخ 3 مع طيار آلي للمحافظة على الارتفاع ورقم ماخ، في تقرير الناسا رقم 2054، مجلد 1.

هاليون ريتشارد 1981. طياري الاختبارات: طيران السكن الحدودي، نيويورك: دابلداي.

هاليون ريتشارد 1984. على الجبهة: بحوث الطيران في درايدن، 1946 ـ 1981، تقرير الناسا رقم 4303.

هوود مانلي وجوليان آلين 1943. مشكلة الاستقرار والتحكم الطولي في السرعات العالية تقرير NACA رقم 767.

جونز روبرت 1946. خواص الأجنحة المدببة بنسبة امتداد ضعيفة في السرعات فوق وتحت السرعة الصوتية، تقرير NACA رقم 835.

لوفتين لورانس الابن 1985. مطلب الأداء، تقرير الناسا رقم 468.

ماك روير دوان وفريقه 1992. تقييم معيار جودة الطيران لتنفس الجوي للطائرة الفضائية، تقرير الناسا رقم 4442.

مايرز توماس، ديفيد كلايد، دوان ماك روير، وغريغ لارسون 1993، جودة الطيران فوق فوق الصوتية، تقرير مخبر رايت WL ـ TR ـ 93 ـ 3050.

بيركينز كورتلاند 1970. تطوير تقنية الاستقرار والتحكم بالطائرة، مجلة الطائرة، مجلد 7، رقم 4، صفحة 290 ـ 301.

فيليبس ادوارد 1994 (21 شباط) NTSB .: الطيارون بحاجة إلى التدريب من أجل الانهيارات على الارتفاعات العالية، .AWST

ساتشز غوتفريد 1990. تأثيرات الدفع/السرعة بعلاقة ديناميك الدور الطول في الطيران الفوق صوتي، مجلة التوجيه، التحكم، الديناميك، مجلد 13، رقم 6، صفحة 1163 ـ 1186.

شوبيل 1942. تأثيرات معدل الكثافة في الحركة الطولية لطائرة، لوفتفاهرتفوشونغ، مجلد 19، رقم 4، ترجمة التقرير 1739.

شيفيل ريتشارد 1992. إيروديناميك بوكس: هل يمكن للـ CFD أن ينثرهم بعيداً؟ التصميم والتحليل الإيروديناميكي، AIAA سلسلة الدراسات التخصصية، بالوآلتو، كاليفورنيا: .AIAA

شورتال جوزيف وبرنارد ماجين 1946. تأثير تراجع الجناح للخلف ونسبة الامتداد في مميزات الاستقرار الطولي للأجنحة في السرعات البطيئة، تقرير NACA رقم 1093.

ستينجيل روبيرت 1970. استقرار الارتفاع في طيران المسير فوق الصوتي، مجلة الطائرة، مجلد 7، رقم 5، صفحة 464 ـ 473.

ستيرنفيلد ليونارد 1947. بعض اعتبارات الاستقرار الجانبي للطائرة بسرعة عالية، تقرير NACA رقم 1282.

الفصل الثاني عشر مشاكل طائرات البحرية

أشكيناز أيرفينغ وتولفيو دوراند 1063. دراسات تحليلية ومحاكاة لمشاكل التحكم الطولي الأساسي في التقارب نحو حاملة الطائرات، مؤتمر مركز الفضاء والمحاكاة AIAA، كولومبوس، أوهايو.

بيزانسون 1961. تأثيرات تقنية الطيار في سرعة التقارب الدنيا، تقرير NATC رقم PTR AD ـ 3089.

كريك سامويل، روبيرت رينغلاند، وأيرفينغ أشكيناز 1971. تحليل متطلبات ومشاكل تعويض قدرة تقارب سلاح البحرية، تقرير STI رقم 197 ـ 1.

درينغووتر فريد III وجورج كووبر 1958. تقدير الطيران للعوامل التي تؤثر في اختيار سرعات تقارب الهبوط، مذكرة الناسا رقم 10 ـ 6 ـ 58أ.

هيفلي روبيرت 1990. عوامل تحكم الحلقة الخارجية لحاملة الطائرات، تقرير هندسي لروبير هيفلي رقم RHE ـ NAV ـ 90 ـ TR ـ 1 (النشر محدود).

نيومارك 1953. مشاكل الاستقرار الطولي تحت سرعة الكبح الدنيا، ونظرية الاستقرار تحت القيد، تقرير الطيران RAE رقم 2504.

نورث ديفيد 1993 (30 آب) انتهت مرحلة التطوير الطويلة تقريباً لغوشوك، .AWST

شيلدز و فيلان 1953. سرعة تقارب الهبوط الدنيا لطائرة بأداء عالٍ، تقرير ماك دونيل رقم 3232.

وايت، موريس، بيرنارد، شلاف، وفريد درينغووتر III 1957. مقارنة قياسات الطيران لسرعات التقارب نحو الحاملة

مع القيم المتنبأ بها بعدة معايير مختلفة لـ 41 تك ين طائرة من نوع المقاتلة، تقرير NACA رقم A57L11

ويلسون جورج 1992. طيران الجبهة، انابوليس: مطبعة معهد البحرية.

الفصل الثالث عشر الطائرات الخفيفة جداً والطائرات التي تشغّل بالطاقة البشرية

اندرسون، سيث، وروبيرت أورميستون 1994. نظرة على جودة التعامل لطائرة شراعية عالية الأداء، مقالة AIAA رقم 94 ـ 3492.

بروكس 1998. اختبارات طيران الأجنحة الخفيفة، رسالة جوية، كلية غرانفيلد للطيران، مجلد 9، رقم 2، صفحة 20 ـ 28.

كوك مايكيل واليزابيت كيلكيني 1987. التحقيق العملي إلى الطرق من أجل تحديد موسِطات صلاحية طيران الطائرة الشراعية، معهد غرانفيلد التقني، تقرير كلية غرانفيلد للطيران رقم 8705.

غريسي ويليام 1941. تأثيرات كتلة الصفائح الإضافية كما هي محددة بالتجارب، تقرير NACA رقم 707.

غروسير مورتون 1981. أوديسا غوسامير، بوسطن: هوتن ميفلين.

جيكس هنري 1979. تحليل الاستقرار والتحكم الديناميكي لغوسامير كوندور، مقالة شركة الأنظمة التقنية المحدودة رقم 240أ.

جيكس هنري وديفيد ميتشيل 1982. الاستقرار والتحكم بالطائرة المدفوعة بالإنسان غوسامير كوندور، تقرير الناسا رقم 3627.

ميتشيل ديفيد وجيكس هنري 1983. اختبار طيران الطائرة المدفوعة بالإنسان غوسامير الباتروس، مقالة AIAA رقم 83 ـ 2699.

روديريك 1986.تقدير النفق الهوائي للطائرة الخفيفة جداً تشينوك WT ـ 11، NAE مذكرة طيران NAE ـ AN ـ 35، أوتاوا.

روغالو، جون، لوري، كروم، وتايلور 1960. تحقيق أولي للطائرة شبه الشراعية، تقرير الناسا رقم دي ـ 443.

الفصل الرابع عشر خضخضة الوقود، الانهواء العميق، وأكثر

أبزوغ 1959. تأثيرات تدفق الوقود في الاستقرار والتحكم، تقرير دوغلاس رقم 29551.

أبزوغ 1999. الاستقرار والتحكم الاتجاهي أثناء دوران الهبوط، مجلة الطائرة، مجلد 36، رقم 3، صفحة 584 ـ 590

اندرسون، سيث، أينار اينفولدسون، ولوات نكوين 1983. عوامل الطيار البشري في حوادث الانهيار/ الحركة الحلزونية للطائرة المقاتلة فوق الصوتية، في تقرير آغارد رقم 347.

آنون 1986. تقرير عطل الطائرة بيتش (الناتج من اختبار الطيران من قبل الأستاذ رونالد ستيرمان)، كتاب العام 1986 للطيار، صفحة 1 ـ 7.

آرتشر، دونالد، وتشارلز غاندي الابن 1957. أداء الطائرة T ـ A37 المرحلة IV والاستقرار والتحكم، تقرير ATTTC رقم 56 ـ 37.

بولاي ويليام 1937. نظرية الأجنحة المثلثية بنسبة امتداد صغيرة، مجلة علوم الطيران، مجلد 4، رقم 7، صفحة 294 ـ 296.

تشامبيرس جوزيف 2000. شركاء في الحرية، دراسة في تاريخ الفضاء رقم 19، تقرير ناسا رقم 2000 ـ 4519، صفحة 55، 56، 153.

كوفيرت يوجين 1993. التباطؤ الإيروديناميكي لمقاطع وأجنحة ثنائية الأبعاد في السرعة المنخفضة؛ وجهة نظر تجريبية، تقدمات في علوم الطيران، نسخة هاجيلا وماك اينتوش، ستانفورد، كاليفورنيا: جامعة ستانفورد صفحة 81 ـ 92.

فيشينبيرغ وجيتيغاونكار 1999. التعرف إلى انهيار الطائرة من بيانات اختبار الطيران، RTO MP ـ 11، صفحة 17 ـ 1 ـ 17 ـ 8.

هاميل بيتر ورافيندرا جيتيغاونكار 1996. تطور التعرف على نظام طيران المَركبة، مجلة الطائرة، مجلد 33، رقم 3، صفحة 9 ـ 28 (مع 183 مرجع).

هاميل بيتر وجيتيغاونكار 1999. دور نظام التعرف لطيران مَركبة تطبيقات/ تفتيش، RTO MP ـ 11، صفحة 2 ـ 1 ـ 2 ـ 12.

هاربير جون 1950. اختبارات جودة التعامل للطائرة DC ـ 3، NACA، مقالة قدمت لمجتمع طياري الاختبار التجريبي.

هيفلي روبيرت ووين جويل 1972. بيانات جودة التعامل لطائرة، تقرير الناسا 2144.

هيف كينيث 1989. تنبؤ المُوسِط لطيران المَركبات، مجلة التوجيه، مجلد 12، رقم 5، صفحة 609 ـ 622.

هيف كينيث وريتشارد مين 1986. دراسة مكتبية لتنبؤ موسِط الطيران، تقرير الناسا رقم 86804.

كاتزوف وهارولد سويبيرغ 1942. تأثير الأرض في الجريان السفلي وموضع موجة الجر، تقرير NACA رقم 738.

كوهلر وويلهيلم 1977. Auslegung von Eingangssignalen fur die Kennwertermittlung، تقرير DFVLR ـ IB رقم 154 ـ 77/ 40، كانون الأول.

لوسكين، هارولد وأيليس لابين 1952. مقاربة تحليلية للوقد المتدفق ومشاكل إنقطاع الجريان لطائرة، مجلة علوم الطيران، مجلد 19، رقم 4، صفحة 217 ـ 228.

بورسر باول وجون كامبيل 1945. التحقق التجريبي لنظرية الذيل V المبسط وتحليل البيانات المتاحة على النماذج الكاملة مع ذيول V، تقرير NACA رقم 823.

ريد ديل 1997.الطيران بدون جناح: قصة رفع الجسم، تقرير الناسا رقم 4220، سلسلة الناسا التاريخية.

شيرار جورج 1941. الاستقرار الاتجاهي وانهيار السطح العمودي، مجلة علوم الطيران، مجلد 8، رقم 7، صفحة 270 ـ 275.

شي ألبيرت 1952. التحليل النظري لتأثيرات حركة الوقود في ديناميك الطائرة، تقرير NACA رقم 1080.

سوديرمان باول وتوماس أيكين 1971. اختبارات النفق الهوائي بمقياس كامل لطائرة نفاثة بعدم قدرة ضعيفة مع ذيل T، تقرير الناسا رقم دي ـ 6573.

تايلور روبيرت وادوارد راي 1985. المميزات الإيروديناميكية للانهيار العميق لطائرة بذيل T، في مؤتمر على مشاكل تشغيل الطائرة، تقرير الناسا رقم 63.

ويك فريد 1936 طائرة أياً كان ـ التحرك نحو الطيران البسيط، مجلة .S.A.E (محاضر جلسات)، مجلد 38، رقم 5، صفحة 176 ـ 189.

ويس، سوزان، هولجر فريهميلت، أيرمين بلاتشكي، وديتليف روهلف 1996. نظام التعرف X ـ 31 باستخدام تحريض السطح ـ الوحيد عند زوايا الهجوم العالية، مجلة الطائرة، مجلد 33، رقم 3، صفحة 485 ـ 490.

ويتمور وتورنر الابن 1940. تحديد تأثير الأرض من اختبارات طائرة شراعية مسحوبة، تقرير NACA رقم 695.

الفصل الخامس عشر الطائرات الشخصية الأمينة

آنون 1994. دليل الطائرة المستخدم، سلسلة بيبر PA ـ T31 تشاينيس، مستهلك الطيران، مجلد 24، رقم 9، صفحة 4 ـ 11.

آنون 1999. دليل معلومات الطيران (AIM)، ASA ـ 99 ـ FAR ـ AM ـ BK، مزودو الطيران والأكاديميين، نيوكاسيل، واشنطن.

باربر، جونز، سيسك، وهيس 1966. تقدير جودة التعامل لسبع طائرات شخصية، تقرير الناسا دي ـ 3726.

بار ـ جيل، أهارون وروبيرت ستينجيل 1986.معيار جودة الطيران الطولي لتشغيل معدات الطيران لطيار وحيد، مجلة الطائرة، مجلد23، رقم 2، صفحة 111 ـ 117.

كامبيل، جون، باول هانتر، دونالد هيويس، وجيمس وايتين 1052 تحقيق الطيران لنوابض تحكم ممركزة على استقرار الحركة الحلزونية الظاهرية لطائرة ذات ملكية شخصية، تقرير NACA رقم 1092.

فيري ويليام 1994. إضاءة على التصميم، مراجعة تقنية، MIT، كانون أول، صفحة 6.

غوود وفريقه 1976. ممارسات الهبوط لطياري الطائرات الشخصية في الطائرات الخفيفة بمحرك وحيد، تقرير الناسا رقم دي ـ 8283.

غرير دوغلاس وفريقه 1973. تحقيق النفق الهوائي للمميزات الطولية والجانبية السكونية لنموذج بمقياس كامل لطائرة خفيفة بجناح لأعلى ومحرك وحيد، تقرير الناسا رقم دي ـ 7149.

لوشكيه باول وفريقه 1974. تقييم الطيران لأنظمة التحكم المتقدم والإظهارات على الطائرة الشخصية، تقرير الناسا رقم دي ـ 7703.

بندراي ادوارد 1964. حامل ميدالية غوغنهايم 1929 ـ 1963، نيويورك: لجنة جوائز غوغنهايم لشركة أوصياء الهندسة المتحدة، المحدودة.

فيليبس 1998. يوم في بحوث الطيران، دراسة في تاريخ الطيران، رقم 12، واشنطن، داكوتا: الناسا.

فيليبس، هيلموت، كوهنيل، وجيمس وايتين 1957. تحقيق الطيران لفعالية تصميم تحكم موازن دفة التدوير الآلي، تقرير NACA رقم 1304.

بيكون غاري 1994. دليل الطيار الآلي لباير، مستهلك الطيران، 1 تموز.

ريجيس ادوارد 1995. سبرات، شميتل، وفريوينغ، الطيران والفضاء، مجلد 9، رقم 5، صفحة 58 ـ 65.

ابسون رالف 1942. التطويرات الجديدة في التحكم المبسط، مجلة علوم الطيران، مجلد 9، رقم 14، صفحة 515 ـ 520، 548.

الفصل السادس عشر قضايا الاستقرار والتحكم في الأجنحة المتراجعة المتغيرة

كرو أيلان 1992. التصميم الإيرودناميكي لجناح طائرة مائل، AIAA سلسلة الدراسات التخصصية، بالو آلتو، كاليفورنيا: .AIAA

لوفتين لورانس الابن 1985. مطلب الأداء، تقرير الناسا رقم 468.

نيلمس 1976. تطبيقات تقنية الجناح المائل، مقالة AIAA رقم 76 ـ 943.

نكوين لوات وفريقه 1980. تطبيق مفاهيم نظام التحكم بزاوية هجوم عالية لطائرة مقاتلة بجناح متراجع متغير. مقالة AIAA رقم 80 ـ 1582.

بولهاموس ادوارد وتوماس تول 1981. البحث المتعلق بتطوير طائرة بجناح متراجع متغير، تقرير الناسا رقم 83121

الفصل السابع عشر تركيبات الكنار الحديثة

اغنيو، ليرلا وسو غرافون 1980. الإيرودناميك الخطي واللاخطي لمفاهيم السطوح الثلاثة لطائرة، مقالة AIAA رقم 80 ـ 1581.

تشامبيرس جوزيف، ولونغ ييب 1984. المميزات الإيرودناميكية لطائرتين شخصيتين بتكوين كنار في زوايا الهجوم العالية، مقالة AIAA رقم 84 ـ 2198.

جونز ميلفيل 1934. ديناميك الطائرة، في نظرية الإيروديناميك، مجلد V، طبعة دوراند، برلين: سبرينغر، صفحة 208 ـ 214.

لورينز 1980. إظهار التدفق للطائرة المسيرة هيمات، تقرير الناسا رقم 163094.

ماك كورميك بارنيز 1979، فواياجر، نيويورك: كنوبف.

ييب لونغ 1985. تحقيق النفق الهوائي لطائرة شخصية بتكوين كنار، تقرير الناسا رقم 2382.

الفصل الثامن عشر تطور معادلات الحركة

أبزوغ 1980. معادلاة الحركة لَمركبة ممفصلة، مقالة AIAA رقم 80 ـ 0364.

أبزوغ 1988. ديناميك الطيران الحسابي، AIAA السلاسل التعليمية، ريستون، فيرجينيا: AIAA، صفحة 105، 106

أبزوغ ورودن 1993. ميكانيك الطيران الحسابي والصفارة المركزية، في التقدمات في علوم الطيران، ستانفورد،

كاليفورنيا: جامعة ستانفورد.

آنون AIAA1996 . دليل إلى النماذج الجوية القياسية والمرجعية، G ـ A003 ـ 1996، ريستون: فرجينيا .AIAA

أشكيناز أيرفينغ ودوان ماك روير 1958. توابع التحويل لجسم تقريبي والتطبيق على أنظمة التحكم بحساس وحيد،

تقرير تقني WADC رقم 58 ـ 82، قاعدة سلاح الجو باتيرسون ـ رايت، أوهايو.

بيرستو ليونارد 1920. الإيروديناميك التطبيقي، لندن: لونغمانز، غرين وشركاه.

بيرستو ليونارد، نايلار، وجونز 1914. تحقيق استقرار طائرة حين الطيران الدائري، بريطانيا البحث والصناعة 154.

بيم بنيامين 1956. الاختبار التقني في النفق الهوائي لقياس مشتقات الاستقرار الدوراني الديناميكي في السرعات تحت وفوق الصوتية، تقرير الناسا رقم 1258.

بيرنشتاين 1998. على معادلات الحركة لطائرة مع حمولة متحركة داخلية التي تسقط بعد ذلك، مجلة الطيران، مجلد 102، رقم 1011، صفحة 9 ـ 24.

براي ريتشارد 1984. طريقة النمذجة ثلاثية الأبعاد لأوساط ريح ـ قص لتطبيقات محاكي الطيران، تقرير الناسا رقم 85969.

برايان وويليامز 1903. الاستقرار الطولي لطائرات شراعية جوية، محاضر جلسات المجتمع الملكي، السلسلة أ، 73، رقم 489.

برايانت وغيتس 1937. الأسماء التعريفية لمعاملات الاستقرار، بريطانيا البحث والصناعة 1801.

برايانت، جونز، وباوسي 1932. الاستقرار الجانبي لطائرة ما بعد الانهيار، بريطانيا البحث والصناعة 1519.

تشين روبيرت 1983. الخوارزميات الفعالة لحساب موازن الضبط ومعادلات الاضطرابات الصغيرة لحركة الطائرة في الدورانات الشديدة، المستقرة، المنسقة وغير المنسقة، تقرير الناسا رقم 84324.

كوك، ليبسكومب، وغوينو 2000. تحليل أنمطه الاستقرار للمنطاد غير الصلب، مجلة الطيران، مجلد 104، رقم 1036، صفحة 279 ـ 290.

فرازير، دونكان، وكولار 1950. المصفوفات الأولية، لندن: مطبعة جامعة كامبريدج.

غيتس، سيندي 1927. دراسة الاستقرار الطولي ما بعد الانهيار، مع ملخص استخدام المهندس، بريطانيا البحث والصناعة 1118.

غلوريه 1927. اللابعدية من معادلات الاستقرار لطائرة، بريطانيا البحث والصناعة 1093.

هيفلي، روبيرت وواين جويل 1972. بيانات جودة المعاملة لطائرة، تقرير الناسا 2144.

هوبكين 1966. مخطط الترقيم وأسماء التعريف لديناميك الطائرة والإيروديناميك المشارك، تقرير RAE التقني رقم 66200.

ICAO 1955. الجو القياسي ـ بيانات وجداول للارتفاعات حتى 65800 قدم، تقرير NACA رقم 1235.

ICAO 1962. الجو القياسي، ناسا 1962، سلاح الجو الأمريكي، مكتب الطقس الأمريكي، واشنطن، داكوتا.

جونسون، والتر، غيري، تيبر، وهيرمان ريديس 1974. دراسة فعالية نظام التحكم في تخفيف مجموعات الجر الدوامية، مجلة الطائرة، مجلد 11، رقم 3، صفحة 148 ـ 154.

جونز 1934. ديناميك الطائرة، القسم N من نظرية الإيروديناميك، مجلد V، طبعة دوراند كاليفورنيا، لجنة إعادة الطباعة دوراند.

جونز وتريفيليان 1925. الحسابات خطوة بخطوة على الحركات اللامتناظرة للطائرات المنهارة، بريطانيا البحث والصناعة 999.

جونز روبيرت 1936. التطبيق المبسط لطريقة المشغلات لحساب حركة الطائرة المضطربة، تقرير NACA رقم 560.

كاميش وبراديب 1999. التفتيش التقريبي للفيغوئيد، مجلة الطائرة، مجلد 36، رقم 2، صفحة 465 ـ 467.

ليمان، جون، روبير هيفلي، ووارين كليمينت 1977. تحليل وتمثيل خطر ريح القص، FAA ـ RD ـ 78 ـ 7.

ماك مين، جون، وجون شاونيسي 1991. نموذج الجو المضطرب للتطبيقات NASP، في تقرير NACA رقم 4331

ماك روير، دوان، أيرفينغ أشكيناز، ودانستان غراهام 1973. ديناميك الطائرة والتحكم الآلي، برينسيتون، نيوجرسي: مطبعة جامعة برينسيتون، صفحة 296 ـ 316. 353 ـ 380.

ميلسا جيمس وستيفان جونز 1973. برامج الحاسوب للمساعدة الحسابية في دراسة نظرية التحكم الخطية، نيويورك: ماكروهيل.

ميلن تومسون 1958. الإيروديناميك النظري، لندن: ماكميلان.

موكرزوسكي 1950. تطبيق تحويل لابلاس على حل معادلات الاستقرار الطولية والجانبية، تقرير NACA رقم 2002.

ميولير، روبيرت 1973. الحل التخطيطي لمشاكل الاستقرار، مجلة علوم الطيران، مجلد 4، رقم 8، صفحة 324 ـ 331.

مولكينس، مارك، وألبيرت أورميرود 1993. قياسات مشتقات الاستقرار الإيروديناميكية الدوارة باستخدام وسيلة ذراع ويرلينغ، مجلة الطائرة، مجلد 30، رقم 2، صفحة 178.

مايرس، توماس، ديفيد كلايد، دوان ماك روير، وغريك لارسن 1993. جودة الطيران فوق فوق الصوتية، WL ـ TR ـ 93 ـ 3050.

نيومارك 1957. مشاكل الاستقرار الطولي تحت سرعة الكبح الأدنى ونظرية الاستقرار تحت القيد، بريطانيا البحث والصناعة 2983.

نيويل 1965. تقييمات المحاكي الأرضي لتأثيرات ترابط الدوران مع نمط الحركة الحلزونية في جودة التعامل للطائرة، AFFDL ـ TR ـ 65 ـ 39.

فيليبس 2000. الشكل التقريبي المغلق المُحسن، مجلة الطائرة، مجلد 37، رقم 3، صفحة 484 ـ 490.

فيليبس، هيلي، وجيبيرت 2001. مراجعة لتمثيلات مميزات الزوايا المستخدمة من أجل حركية الطائرة، مجلة الطائرة، مجلد 38، رقم 4، صفحة 718 ـ 737، (168 مرجع).

بينسكر 1967. الاستقرار الاتجاهي في الطيران مع قيد زاوية الدوران كشرط يعرف قيمة الدنيا المقبولة، تقرير RAE التقني رقم 67 ـ 127.

بوارز بروس ولورانس شيلينغ 1980، 1985. البرنامج الجزئي DERIVC [برنامج 2SIM]، مركز بحوث درايدن الناسا.

ريغان، فرانك، وساتيا آنانداكريشمان 1993. ديناميك إعادة الدخول الجوي، واشنطن، داكوتا: AIAA، صفحة 389 ـ 398.

ريبنر هربيرت 1956. نظرية الطيف لانقطاع الجريان واستجابة هبة الريح: التوحيد والتوسيع، مجلة علوم الطيران، مجلد 23، رقم 12، صفحة 1075 ـ 1077، 1118.

روبينسون 1957. على استخدام الرباعية في محاكاة حركة الجسم الصلب، تقرير مركز رايت للتطوير الجوي رقم 57 ـ 17

شيلينغ، لورانس، مارلين بيكيت، وديفيد أوبيرتين 1993. نموذج الجو التكاملي NASP، المراجعة التقنية لطائرة جو ـ فضاء الوطنية 1993، مونتيري، كاليفورنيا، منشورات الناسا GWP ـ ZAA.

سبيلمان دارين وروبيرت ستينجيل 1995. استجابة طائرة النقل النفاثة لدوامة الجناح الأفقي، مجلة الطائرة، مجلد 32، رقم 3، صفحة 480 ـ 485.

ستيرفيلد ليونارد 1947. بعض اعتبارات الاستقرار الجانبي لطائرة ذات السرعة العالية، تقرير NACA رقم 1282.

ستيفنس، براين، وفرانك لويس 1992. التحكم بالطائرة والمحاكاة، نيويورك: ويلي، صفحة 132 ـ 139.

سترومبف ألبيرت 1979. الاستقرار والتحكم، كتيب تصميم القذائف الباليستية، مجلد 1، SEAHAC TR 79 ـ 1.

تيبر غاري 1969. بيانات استقرار الطائرة والتحكم بها، تقرير الناسا رقم 96008.

ثيلاندر 1965. تحليل حركة الطائرة، FDL ـ TR ـ 64 ـ 70.

ووركمان 1924. تحليل حركة الطائرة SE 5 من خلال التكامل خطوة بخطوة، تقرير غير منشور .A.R.C بريطانيا رقم (تي 1918).

زيميرمان تشارلز 1935. تحليل الاستقرار الطولي في الطيران بمحرك متوقف بالمخططات للاستخدام في التصميم، تقرير NACA رقم 521.

زيميرمان تشارلز 1937. تحليل الاستقرار العرضي في الطيران بمحرك متوقف بالمخططات للاستخدام في التصميم، تقرير NACA رقم 589.

زيبفيل بيتر 2000. النمذجة والمحاكاة للعَربات الفضائية، السلسلة التعليمية AIAA، ريستون، فيرجينيا: .AIAA

الفصل التاسع عشر الطائرة المرنة

أبزوغ 1974. معادلات الحركة لطائرة مع هيكل نصف صلب، تقرير نورثروب 74 ـ 112.

أندرسون 1993. درجة التخفيض للنماذج المرنة عبر تحويل LK وتكرارية ريكاتي، مقالة AIAA رقم 93 ـ 3795.

أشكيناز، ماغدالينو وماك روير 1983. تحكم الطيران وطرق التحليل لدراسة الطيران وجودة رايد لطائرة النقل المرنة، تقرير الناسا رقم 172201.

بيسبلينغوف رايموند، وهولت آشلي 1962. مبادئ المرونة، نيويورك: ويلي.

بيسبلينغوف رايموند، هولت آشلي، وهالفمان 1955. المرونة، كامبريدج: أديسون ـ ويسلي.

بريت روبيرت، ستيفن، جاكوبسون، وتوماس آرثورس 2000. تحليل المخدم المرن للقاذفة B ـ 52، مجلة الطائرة، مجلد 37، رقم 5، صفحة 745 ـ 752.

بوتريل كاري 1989. نتائج تضمين الهندسة اللاخطية في نموذج مرن للطائرة F/A ـ 18، تقرير الناسا رقم 3031، الجزء 2.

بوتريل كاري، توماس زيلار، ودوغلاس آربوكل 1987. المحاكاة اللاخطية لطائرة مرنة في الطيران المناور، مقالة AIAA رقم 87 ـ 2501.

كافين ودوستو 1977. مبدأ هاميلتون: طرق العناصر المنتهية وديناميك الجسم المرن، مجلة AIAA، مجلد 15، رقم 12، صفحة 1684 ـ 1690.

كول هنري الابن، ستيوارت براون، ويوكليد هوليمان 1957. مميزات الاستجابة الطولية والجانبية ـ الاتجاهية التجريبية والمتنبأ بها لطائرة مرنة كبيرة متراجعة الجناح بزاوية 35 درجة عند ارتفاع 35000 قدم، تقرير NACA رقم 1330.

كولار وغرينستيد 1942. تأثيرات البنية المرنة لذيل الطائرة، دفة الغوص، والجسم في الاستقرار والتحكم الطولي، بريطانيا البحث والصناعة 2010.

كوكس وبوغسلي 1932. نظرية الخسارة في التحكم الجانبي العائد إلى جدل الجناح. بريطانيا البحث والصناعة 1056.

ديديريتش فرانكلين وكينيث فوس 1953. مخططات وصيغ تقريبية لتنبؤ تأثيرات المرونة في حمولة الأجنحة المتراجعة وغير المتراجعة، تقرير NACA رقم 1140.

دويل أيرل، كورتيس الأبن، سكانلان، وسيستو 1990. دورة حديثة في المرونة، الطبعة الثانية، آلفين آن دير ريجن: سيثجوف ونوردوف.

دونكان 1943. تمثيل أجنحة الطائرة، الذيول والأجسام بالبنى النصف صلبة في المشاكل السكونية والديناميكية، بريطانيا البحث والصناعة 1904.

دوستو آرتور وفريقه 1974. طريقة لتنبؤ مشتقات استقرار الطائرة المرنة؛ مجلد 1 ـ الوصف النظري FLEXSTAB تقرير الناسا رقم 114712.

ديكمان جون ووليام رودن 2000. البنية الديناميكية ومعادلات المرونة الشبه سكونية للحركة، مجلة الطائرة، مجلد 37، رقم 3، صفحة 538 ـ 542.

أيتكين برنارد 1972. ديناميك الطيران الجوي، نيويورك ويلي.

فوس كينيث وفرانكلين ديديريتش 1953. مخططات وصيغ تقريبية لتنبؤ تأثيرات المرونة في التحكم الجانبي للأجنحة المتراجعة وغير المتراجعة، تقرير NACA رقم 1139.

فانك 1955. مقدمة إلى نظرية المرونة، نيويورك: ويلي.

هوغ 1989. الأنظمة الميكانيكية الديناميكية والحركية بمساعدة الحاسوب، بوسطن: ألين وباكون.

لوفيل الأبن 1984. تأثير انحراف ميل الجناح في عزم الدوران العائد لزاوية الانزلاق، تقرير NACA رقم 1541

ميلن 1964. ديناميك الطائرة المشوهة، بريطانيا البحث والصناعة 3345.

ميلن 1968. بعض الملاحظات على ديناميك الأجسام المشوهة، مجلة AIAA، مجلد 6، رقم 3، صفحة 556 ـ 558.

نيومان بريت وديفيد شميدت 1994. الاقتطاع والإبقاء بالإحداثيات الموازنة ترجيحياً، مجلة، التوجيه، التحكم، والديناميك، مجلد 17، رقم 6، صفحة 1299 ـ 1307.

بي وويليام سيرز 1949. بعض خصائص المرونة للأجنحة المتراجعة، مجلة علوم الطيران، مجلد 16، رقم 2، صفحة 105 ـ 115، 119.

فيليبس هيويت 1998. يوم بحث الطيران، الناسا دراسة تاريخ الفضاء، رقم 12، صفحة 145 ـ 150.

رودين ويليام 1955. التعبير المبسط لتأثير الزاوية الثنائية للجناح المرن، مجلة علوم الطيران، مجلد 22، رقم 8، صفحة 579.

رودين ويليام 1965. تأثير الزاوية الثنائية للجناح المرن، مجلة الطائرة، مجلد 2، رقم 5، صفحة 368 ـ 373.

رودين ويليام وأروين جونسون 1994. دليل استخدام تحليل المرونة /MSC NASTRAN، كوستا ميسا، كاليفورنيا: شركة ماك نيل ـ شويندلار.

رودين ويليام وريتشارد لاف 1985. معادلات الحركة لطيران مركبة شبه سكوني باستخدام مميزات المرونة السكونية المقيدة، مجلة الطائرة مجلد 22، رقم 9، صفحة 802 ـ 809.

شميدت ديفيد وديفيد ريني 2001. نمذجة ومحاكاة مركبات الطيران المرن، مجلة التوجيه، التحكم، والديناميك، مجلد 24، رقم 3، صفحة 539 ـ 546.

سكوغ ريتشارد 1957. تحليل تأثيرات المرونة في الاستقرار والتحكم الطولي السكوني لطائرة بجناح متراجع. تقرير NACA رقم 1298.

وورد غريتا ويو ـ لوي لي 1996. تصميم الاستقرار المتزايد لطائرة نقل كبيرة مرنة باستخدام المُوسِط الأمثلي اللاخطي مجلة التوجيه، التحكم والديناميك، مجلد 19، رقم 2، صفحة 469 ـ 474.

الفصل العشرون الاستقرار المُتزايد

أشكيناز أيرفينغ 1988. تطبيقات نمذجة الطيار، الفصل 3 في التقدم بجودة الطيران، آغارد رقم 157.

أشكيناز أيرفينغ وديفيد كلايد 1989. تحسينات أداء الطائرة بدون ذيل من استقرار سكوني مريح، تقرير الناسا رقم 181806.

اتزهورن ديفيد وروبيرت ستينجيل 1984. تصميم واختبار طيران نظام قيادة اتجاهي ـ جانبي مُتزايد، مجلة التوجيه، مجلد 7، رقم 3، صفحة 361 ـ 368.

بيه وهونفينغر 1994. تصميم قانون التحكم للطائرة X ـ A31، في آغارد رقم 548، تقنيات طائرة المناورة العالية.

بليت جيمس، لين ديلي، وداكفين كانكساس 1996. تصميم قانون التحكم العملي باستخدام تقنيات متعددة المتغيرات، في تقدمات في تحكم الطيران لطائرة، مطبعة تيشلار، لندن، تايلور وفرنسيس، صفحة 231 ـ 267.

بولي ويليام 1951. الاستقرار الإيروديناميكي والتحكم الآلي، مجلة علوم الطيران، مجلد 18، رقم 9، صفحة 569 ـ 624.

برايسون آرثور الابن 1994. التحكم بالطائرة الفضائية والطائرة، برينسيتون، نيوجيرسي: جامعة برينسيتون، صفحة 328 ـ 342.

بيركين جون وفرانك بيرتشام الابن 1997. نتائج اختبار الطيران لنظام تحكم الطوارئ بالدفع فقط على الطائرة MD ـ 11، مجلة التوجيه، التحكم والديناميك، مجلد 20، رقم 3، سان أنتونيو، تكساس، 16 كانون أول.

تشاندلار فيليب وديفيد بوتس 1983. عيوب التحكم الحديث كما طبقت في تصميم تحكم الطيران لطائرة، في ملخص محاضر مؤتمر IEEE 22 على القرار والتحكم، مجلد 3، سان أنتونيو، تكساس، 16 كانون أول.

كلارك روبيرت، جون بيركين، جون بوسوورث، وجيفري باور 1994. نظام تحكم الطائرة X ـ 29: الدروس التي تم تعليمها، تقرير الناسا رقم 4598.

كوك 1999. تصميم أنظمة الأوامر والاستقرار المُتزايدة للطائرات التقنية المتقدمة، محاضر جلسات التجهيزات، القياس والتحكم، مجلد 21، رقم 2/ 3، صفحة 85 ـ 98.

كوك 2000. مراسلة خاصة.

دويل جون وكانتر شتاين 1981. تصميم التغذية الخلفية متعددة المتغيرات: مفاهيم من أجل التراكيب التقليدية والحديثة، محاضر جلسات IEEE في التحكم الآلي، مجلد AC ـ 26، رقم 1، صفحة 4 ـ 16.

آلجيرد أول ويليام ستيفين 1959. تأثير توضع أقطاب وأصفار تابع تحويل الحلقة المغلقة في الاستجابة العابرة للأنظمة الخطية، AIEE التطبيقات والصناعة، رقم 42، صفحة 121 ـ 127.

ايفانس والتر 1948. التحليل التخطيطي لأنظمة التحكم، محاضر جلسات AIEE، مجلد 67، صفحة 547 ـ 551.

جيبسون جون 1995. تعريف، فهم وتصميم جودة التعامل لطائرة، تقرير جامعة ديلف التقنية رقم 756.

جيبسون جون 1999. تطوير طريقة منهجية للبراعة في تصميم جودة التعامل لطائرة تطير بالوصل السلكي، السلسلة 3 و 6 من التحكم والمحاكاة، ديلف: جامعة ديلف.

جيبسون جون 2000. مراسلة خاصة.

غراهام دونستان وماك روير 1991. المحاولة ذات الأثر الرجعي على اللاخطية في تحكم طيران طائرة، مجلة التوجيه، التحكم، والديناميك، مجلد 14، رقم 6، صفحة 1089 ـ 1099.

هانسون غريغوري وروبيرت ستينجل 1984. تأثيرات التوضع ومعدل الإشباع في التحكم بطائرة غير مستقرة سكونياً، مجلة التوجيه، مجلد 7، رقم 2، صفحة 197 ـ 205.

هوه روجر وديفيد ميتشيل 1982. جودة الطيران لطائرة مستقرة سكونياً براحة، DOT/FAA/CT ـ 82/ 130 ـ 1.

أيملاي فريدريك 1940. دراسة نظرية للاستقرار الجانبي بوجود طيار آلي، تقرير NACA رقم 693.

جارفيس كالفين 1957. نظرة على برنامج الناسا للتطوير التقني للطيران الرقمي بالوصل السلكي، TN D ـ 7843.

جونستون دونالد ودوان ماك روير 1977. تحقيق التداخل الديناميكي لطرف العصا الجانبية مع التحكم بالدوران، مجلة، الطائرة، مجلد 10، رقم 2، صفحة 178 ـ 186.

كلايد، ديفيد، دوان ماك روير، وتوماس مايرس 1995. نظرية الاهتزاز الموحد المحرض من الطيار، مجلد 1، : تحليل PIO مع مميزات المَركبة الفعالة الخطية واللاخطية، بما في ذلك سرعة التحديد، تقرير رايت ـ باترسون رقم WL ـ TR ـ 96 ـ 3208، أوهايو، مخبر رايت.

كوهلر 1999. التقارب الموحد لتحليل الدوران المتصاعد، مجلة التوجيه، التحكم والديناميك، مجلد 22، رقم 5، صفحة 718 ـ 720.

ماك روير دوان 1950. الطيران بذيل جناح إلكتروني، خطوط طيران هانيويل، مجلد 1، رقم 2، صفحة 6، 7.

ماك روير دوان 2001. مراسلة خاصة.

ماك روير دوان ودونالد جونستون 1975. خصائص ومشاكل نظام تحكم الطيران، مجلد 1، تقرير الناسا رقم 2500.

ماك روير دوان وتوماس مايرس 1988.طريقة منهجية لتصميم نظام تحكم بطيران طائرة متقدمة مقادة، قاعدة المعرفة، تقرير الناسا رقم 181726.

ماك روير دوان وستابلفورد 1963. الحساسية والاستجابة الشكلية لأنظمة وحيد الحلقة ومتعددة الحلقات، ASD ـ TR ـ 62 ـ 812.

ماك روير دوان، أيرفينغ أشكيناز ودانستان غراهام 1973. ديناميك الطائرة والتحكم الآلي، برينسيتون، نيوجرسي: مطبعة جامعة برينسيتون، صفحة 135 ـ 153.

ماك روير دوان، دونالد جونستون، وتوماس مايرس 1985. منظور تحكم الطيران المتزايد بشكل فائق: ميزات ومشاكل، أنظمة التحكم الفعالة ـ مراجعة، تقييم وتقدير، تقرير آغارد رقم 384.

ماك روير دوان، توماس مايرس، وبيتر تومسون 1989. تقنيات تصميم نظام تحكم بالطيران الجانبي المستند إلى القيمة الخاصة، مجلة التوجيه، مجلد 12، رقم 6، صفحة 913 ـ 919.

ميليكين ويليام الابن 1947. التقدم في بحث الاستقرار والتحكم الديناميكي، مجلة علوم الطيران، مجلد 14، رقم 9، صفحة 493 ـ 519.

ميتشيل ديفيد وروجر هوه 1984. تأثير أنظمة قيادة الدوران المتزايدة في جودة طيران الطائرة المقاتلة، مجلة التوجيه، مجلد 7، رقم 1، صفحة 99 ـ 103.

مونتويا وفريقه 1983. التحكمات المُعاد إنشاؤها، نشر مؤتمر الناسا 2277.

موورهاوس ديفيد 1993. استجابات الطائرة غير المرتبطة، الاستقرار في الأنظمة الفضائية، تقرير آغارد رقم 789.

مورغان 1947. التحكم في الطيران منخفض السرعة، الطائرة، مجلد 73، رقم 1891، صفحة 281 ـ 284.

موكهوبادهايي ونيوسوم 1984. دراسة هامش الاستقرار لنظام متعدد الحلقات باستخدام مصفوفة القيم الخاصة، مجلة التوجيه، مجلد 7، رقم 5، صفحة 582 ـ 587.

مايرس توماس، دوان ماك روير، ودونالد جونستون 1984. مميزات نظام التحكم وجودة الطيران للطائرة المُتزايدة بشكل فائق، تقرير الناسا رقم 170419.

أوسدر ستيفن 1999. وجهة النظر العملية لإدارة التكرار ـ التطبيق والنظرية، مجلة التوجيه، التحكم، والديناميك، مجلد 22، رقم 1، صفحة 12 ـ 21.

أوسدر ستيفن 2000. مراسلة خاصة.

فيليبس ويليام 1989. جودة الطيران من الطائرات الأولى إلى المكوك الفضائي، مجلة التوجيه، التحكم، والديناميك، مجلد 12، رقم 4، صفحة 449 ـ 459.

فيليبس هيويت 1998. يوم في بحث الطيران، دراسة في تاريخ الفضاء، رقم 12، الفصل 13، مكتب تاريخ الناسا، الناسا Hq، واشنطن، داكوتا، 20546.

سافانوف، لوب، وهارتمان 1981. خصائص التغذية الخلفية والأنظمة متعددة المتغيرات: دور واستخدام مصفوفة الإرجاع التفاضلية، IEEE محضر جلسات على التحكم الآلي، مجلد AC ـ 26، رقم 1، صفحة 47 ـ 65.

ستير 2000. التحكم بالسرعة المنخفضة للجيل الثاني من طائرة النقل فوق الصوتية باستخدام شعاع الدفع المتكامل، مجلة الطيران، مجلد 104، رقم 1035، صفحة 237 ـ 245.

ستينجيل روبيرت 1986. التحكم الأمثلي الإحصائي، نيويورك: ويلي.

ستينجيل روبيرت 1993. نحو تحكم الطيران الذكي، IEEE محضر جلسات على الأنظمة، الرجل، وعلم التحكم الآلي، مجلد SMC ـ 23، رقم 6، صفحة 1699 ـ 1717.

ستينجيل روبيرت وباول بيري 1977. الاستقرار والتحكم للطائرة المُناورة عالية الأداء، مجلة الطائرة، مجلد 14، رقم 8، صفحة 787 ـ 794.

وورد غريتا ويو ـ لوي لي 1996. تصميم الاستقرار المُتزايد لطائرة نقل مرنة كبيرة باستخدام المُوسط الأمثلي اللاخطي، مجلة التوجيه، التحكم، والديناميك، مجلد 19، رقم 2، صفحة 469 ـ 474.

وايتبيك ريتشارد 1968. تقارب المجال الترددي للتحكم الأمثلي الخطي، مجلة الطائرة، مجلد 5، رقم 4، صفحة 395 ـ 401.

وايتبيك ريتشارد ودينيس ديداليوسكي 1980. أنظمة التحكم الرقمية متعددة السرعات مع تطبيقات المحاكاة، AFWAL ـ TR ـ 80 ـ 3101، قاعدة رايت لسلاح الجو، رايت ـ باتيرسون، أوهايو.

وايتبيك وهوفمان 1978. تركيب القانون الرقمي في المجال W، مجلة التوجيه والتحكم، مجلد 1، رقم 5، صفحة 319 ـ 326.

وايت رونالد 1950. تحقيق الاستقرار الديناميكي الجانبي في الطائرة XB ـ 47، مجلة علوم الطيران، مجلد 17، رقم 3، صفحة 133 ـ 148.

الفصل الحادي والعشرون تحرك بحث جودة الطيران مع الزمن

أندرسون وشميدت 1987. تحليل الحلقة المغلقة مَركبة طيار لمهمة التقارب والهبوط، مجلة التوجيه، التحكم، والديناميك، مجلد 10، رقم 2، صفحة 187 ـ 194.

أشكيناز أيرفينغ 1988. تطبيقات نمذجة الطيار، في التقدم في جودة الطيران، سلسلة قراءة آغارد LS ـ 157.

أشكيناز أيرفينغ، هنري جيكس، وغاري تيبر 1984. تحليل التقارب والهبوط للمكوك الفضائي، مجلة التوجيه، التحكم، والديناميك، مجلد 7، رقم 1، صفحة 106 ـ 112.

دورنهايم مايكل 1993 (4 أيار). تقرير إبراز العوامل التي تقود إلى تحطم الطائرة YF ـ 22، AWST، صفحة 52 ـ 54.

جيبسون جون 1999. تطوير طريقة منهجية للبراعة في تصميم جودة التعامل لطائرة تطير بالوصل السلكي، السلسلة 3 و 6 من التحكم والمحاكاة، ديلف: جامعة ديلف.

جيبسون جون 2000. تعليقات في رسالة غير منشورة، مؤرخة في 10 كانون أول.

غري جيري 2000. مراقبة الطائرة بالزمن الحقيقي، فضاء أمريكا، مجلد 38، رقم 11، صفحة 36 ـ 40.

هيس رونالد 1976. طريقة لتوليد تقدير القيمة الرقمي لرأي الطيار باستخدام نموذج الطيار الأمثلي، الناسا TM X ـ 73101.

هيس رونالد 1990. الطريقة المنهجية للتقييم التحليلي لجودة التعامل لطائرة، التحكم والأنظمة الديناميكية، مجلد 33، رقم 3، صفحة 129 ـ 149.

هوه روجر 1988. التقدم في جودة الطيران، في التقدم في جودة الطيران، سلسلة القراءة آغارد 157.

كلينمان، بارون، وليفينسون 1970. نموذج التحكم الأمثلي للاستجابة البشرية، أوتوماتيكا، مجلد 6، رقم 3، صفحة 357 ـ 383.

ماك روير دوان 1973. نظام المشغل البشري والمميزات الديناميكية للأنظمة الفرعية في التنظيم والتحكم في الأنظمة الفيزيولوجية، بيتسبورغ، بنسلفانيا: شركة تجهيزات آمير. صفحة 230 ـ 235.

ماك روير دوان 1973. تطوير تحليل الطيار في الحلقة، مجلة الطائرة، مجلد 10، رقم 9، صفحة 515 ـ 524.

ماك روير دوان 1988.نمذجة الطيار، في التقدم في جودة الطيران، سلسلة قراءة آغارد 157.

ماك روير دوان 1990. تحليل مركبة ـ طيار للمهام متعددة المحاور، مجلة التوجيه، مجلد 13، رقم 2، صفحة 348 ـ 355.

ماك روير دوان 1992. الديناميك البشري والاهتزازات المحرضة من الطيار، القراءة 22 لمينتا مارتين، .MIT

ماك روير دوان 1994. المحرضة من الطيار والسلوك الديناميكي البشري، تقرير الناسا رقم 4683.

ماك روير دوان (رئيس) 1997. تقرير اللجنة على تأثيرات الترابط طيارة ـ طيار في أمان الطيران، واشنطن،داكوتا: مطبعة الأكاديمية الوطنية.

ماك روير دوان وغريندل 1974. النماذج الرياضية لسلوك الطيار البشري، دوغراف آغارد رقم 188.

ماك روير دوان وديفيد شميدت 1990. تحليل مركبة ـ طيار لمهمة متعددة ـ المحاور، مجلة التوجيه، التحكم، والديناميك،مجلد 13، رقم 2، صفحة 348 ـ 355.

ماك روير دوان وفريقه 1990. نمذجة الطيار لتطبيقات جودة الطيران، جودة الطيران الدنيا، مجلد 11، WRDC-TR ـ 89 ـ 3125.

مورهاوس، ديفيد روبيرت وودكوك 1982. الحالات الحالية لمعيار جودة الطيران للطائرة التقليدية، في المعيار لجودة طيران الطائرة العسكرية، تقرير آغارد رقم 333.

نيل بيتر وروجر سميث 1970. تحقيق في الطيران لتطوير معيار تصميم نظام التحكم للطائرات المقاتلة، المجلد 1، AFFDL-TR ـ 70 ـ 74.

سميث رالف ونورمان غيديس 1979. متطلبات جودة التعامل لتصميم الطائرة المتقدمة: النمط الطولي، AFFDL-TR ـ 78 ـ 154.

ستينجيل روبيرت وجون بروسارد 1978. تنبؤ ملامح الأداء وحدود استقرار طائرة ـ طيار، محاضر جلسات IEEE

في الأنظمة، الرجل، والأتمتة الآلية، مجلد SMC ـ 8، رقم 5، صفحة 349 ـ 356.

تومسون بيتر ودوان ماك روير 1988. مقارنة التحكم الأمثلي البشري والنماذج الانتقالية، مقالة 88 ـ 4188، مؤتمر AIAA في التوجيه، الملاحة والتحكم، مينابوليس.

الفصل الثاني والعشرون التحدي الإيروديناميكي للطائرة الخفيّة (الشبح)

فارلي هارولد الابن وريتشارد أبرامز 1999. برنامج اختبار طيران F-117A، في محاضر جلسات الندوة 34، بيفيرلي هيلز، كاليفورنيا: مجتمع طياري الاختبار التجريبي، صفحة 141 ـ 167.

فولغوم ديفيد 1994 (14 آذار) مشكلة توقيع تصيب عقوبة الوزن لطائرة F ـ 22، AWST صفحة 30، 31.

أوليفيري فرانك 1994 (آذار). المعاملات الأساسية لمقاتلات المستقبل، مجلة سلاح الجو، صفحة 36 ـ 40.

بيس ستيف 1992. المقاتلة الخفية F ـ A117، قمة بلو ريدج، بنسلفانيا: كتب /TAB Aero.

الفصل الثالث والعشرون الطائرات الكبيرة جداً

كليفيلاند 1970. تأثيرات الحجم في تصميم الطائرة التقليدية، مجلة الطائرة، مجلد 17، رقم 6، صفحة 483 ـ 512.

كونديد كيمبريل وروت 1966. محاكاة القاعدة الأرضية وفي الطيران لجودة التعامل للطائرات الكبيرة جداً في تقارب الهبوط، تقرير الناسا 635.

جيبسون جون 1995. تعريف، تصميم وفهم جودة التعامل للطائرة، تقرير جامعة ديلف التقنية LR ـ 756.

غرانثام ويليام 1983. جودة التعامل لطائرة كبيرة، ورشة عمل الناسا السنوية الأولى لتحكمات الطائرة، هامبتون، فرجينيا.

غرانثام ويليام، باول سميث، بيري ديل، ويليام نيلي الابن 1984. دراسة محاكي للطائرات، الكبيرة المتنوعة، المتباينة، الشحن، النقل أثناء التقارب والهبوط، تقرير الناسا رقم 2357.

غرانثام ويليام، باول سميث، لي بيرسون الابن، روبيرت ميار، وستيفن تينغاس 1987. دراسة المحاكي المُقاد للتأخيرات الزمنية المقبولة في استجابة الطائرة الكبيرة، تقرير الناسا رقم 2652.

هوليمان يوكليد وبروس باورس 1972. تحقيق الطيران لمتطلبات الدوران لطائرات النقل في تقارب الهبوط، تقرير الناسا رقم دي ـ 7062.

ميولار لي 1970. الطائرة المُتزايدة والطيار، مجلة الطائرة، مجلد 7، رقم 6، صفحة 553 ـ 556.

فيليبس ويليام 1979. استجابة الارتفاع لمختلف الطائرات أثناء تقارب الهبوط، تقرير الناسا رقم 80186.

بينسكار 1969. ارتفاع الهبوط النهائي لطائرة النقل الكبيرة، بريطانيا البحث والصناعة 3602.

باورس بروس 1986. جودة الطيران للهبوط الطولي لمكوك الفضاء، مجلة التوجيه، مجلد 9، رقم 5.

بروكتور باول 1994 (21 شباط). حالة تحديات تصميم الطائرة فائقة الكبر، AWST.

ستير وكوك 1999. اعتبارات جودة التعامل والتحكم لطائرة النقل المتقدمة فوق الصوتية، مجلة الطيران، مجلد 103، رقم 1024، صفحة 265 ـ 271.

وورد غريتا ويو ـ لوي لي 1996. تصميم الاستقرار المُتزايد لطائرة نقل كبيرة مرنة باستخدام المُوسِط اللاخطي الأمثلي، مجلة التوجيه التحكم والديناميك، مجلد 19، رقم 2، صفحة 469 ـ 474.

وودكوك روبيرت 1988. وجهة النظر الثانية على متطلبات جودة الطيران العسكرية الأولى، جودة الطيران المتقدمة، سلسلة قراءة آغارد رقم 157.

المراجع والمطبوعات الأساسية
(باللغة الإنجليزية)(*)

الفصل الأول: التطويرات المبكرة في الاستقرار والتحكم — Chapter 1: Early Developments in Stability and Control

Bryan, George H. (1911). *Stability in Aviation.* London: MacMillan.

Gibson, John C. (2000). Unpublished Comments on the first edition of *Airplane Stability and Control*. Cambridge University Press, 1997.

Jex, Henry R. and Fred. E. C. Culick (1985). «Flight Control Dynamics of the 1903 Wright Flyer.» Paper presented at: *Proceedings of the 12th Atmospheric Flight Control Conf*. New York: AIAA, pp. 534-548.

Jones, B. Melvill (1934). «Dynamics of the Airplane,» in: *Aerodynamic Theory*, vol. V, edited by W. F. Durand. Berlin: Springer, pp. 1-222.

Lednicer, David (2001). Unpublished comments in letter dated February 2, referring to NACA Report 254 by A. J. Fairbanks on pressure distribution tests of a model of the Fokker D VII.

الفصل الثاني: معلمون ومراجع — Chapter 2: Teachers and Texts

Milliken, William F. (Jr.). (1947). «Progress in Dynamic Stability and Control Research.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 14, no. 9, pp. 493-518.

الفصل الثالث: جودة الطيران أصبحت علماً — Chapter 3: Flying Qualities Become a Science

Anderson, Seth B., Hervey C. Quigley, and Robert C. Innis (1965). Stability and Control Considerations for STOL Aircraft, AGARD Rept. 504.

(*) لتسهيل مهمة الباحث في الرجوع إلى المصدر الأصلي، نورد المراجع السالفة باللغة الإنجليزية.

Anon. (1980). Military Specification. Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F-8785C.

Anon. (1983). *Design and Airworthiness Requirements for Service Aircraft*, Defense Standard 00-970/Issue 1,Vol. 1, Book 2, Part 6 - Aerodynamics, Flying Qualities and Performance, Ministry of Defense, UK.

Anon. (1987). Flying Qualities of Piloted Vehicles, MIL-STD-1797, USAF.

Anon. (1994). Joint Aviation Requirements - JAR 25-Large Airplanes, Section 1 - Requirements, Subpart B -Flight, Joint Aviation Authority.

Ashkenas, Irving L. (1985). Collected Flight and Simulation Comparisons and Considerations, in AGARD CP 408. (64 references).

Ashkenas, Irving L. [et al.] (1973). Recommended Revisions to Selected Portions of MIL-F-8785(ASG) and Background Data, AFFDL-TR-73-76.

Assadourian, A. and John A. Harper (1953). Determination of the Flying Qualities of the Douglas DC-3 Airplane, NACA TN 3088.

Barnes, Arthur G. (1988). The Role of Simulation in Flying Qualities and Flight Control System Related Development, in AGARD LS 157.

Belsley, Steven E. 1963. «Man-Machine System Simulation for Flight Vehicles.» *IEEE Transactions on Human Factors in Electronics*, vol. HFE-4, no. 1, pp. 4-14.

Breuhaus, Waldemar O. (1991). «The Variable Stability Airplane, from a Historical Perspective.» *American Aviation Historical Society Journal*: vol. 36, no. 1, pp. 30-55.

Bryan, George H. (1911). *Stability in Aviation*. London: MacMillan.

Chalk, Charles R., T. P. Neal, T. M. Harris, F. E. Pritchard, and Robert J. Woodcock (1969). Flying Qualities of Piloted Airplanes, *Background Information and Users Guide for MIL-F-8785(ASG)*, AFFDLTR-69-72.

Cook, M. V. (1994). «The Theory of the Longitudinal Static Stability of the Hang Glider.» *The Aeronautical Journal*: vol. 98, no. 978, pp. 292-304.

Cook, M. V. (1997). *Flight Dynamics Principles*. London: Arnold, pp. 212-214.

Cooper, George E. and Robert P. Harper, Jr. 1969. The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TN D-5153.

Coyle, Shawn 1996. *The Art and Science of Flying Helicopters*. Ames: Iowa State University Press, pp. 91-92.

Craig, Samuel J. and Robert K. Heffley (1973). «Factors Governing Control in a STOL Landing Approach.» *Journal of Aircraft*: vol. 10, no. 8, pp. 495-502.

Donlan, Charles J. (1944). An Interim Report on the Stability and Control of Tailless Airplanes, NACA Rept. 796.

Fielding, C. and M. Lodge (2000). «Stability and Control of STVOL Aircraft: The Design of Longitudinal Flight Control Laws.» *The Aeronautical Journal*: vol. 104, no. 1038, pp. 383-389.

Gawron, V. J. and Reynolds, P. A. (1995). «When In-Flight Simulation Is Necessary.» *Journal of Aircraft*: vol. 32, no. 2, pp. 441-415.

Gilruth, Robert R. (1943). Requirements for Satisfactory Flying Qualities of Airplanes, NACA Rept. 755.

Gilruth, Robert R. and M. D. White (1941). Analysis and Prediction of Longitudinal Stability of Airplanes, NACA Rept. 711

Gilruth, Robert R. and W. N. Turner (1941). Lateral Control Required for Satisfactory Flying Qualities Based on Flight Tests of Numerous Air Planes, NACA Rept. 715.

Glauert, H. (1934). Airplane Propellers, Divsion L of *Aerodynamic Theory*, Vol. IV, edited by W. F. Durand. California: Durand Reprinting Committee, pp. 348-351.

Goett, Harry J., Robert P. Jackson, and Steven E. Belsley (1944). Wind-Tunnel Procedure for Determination of Critical Stability and Control Characteristics of Airplanes, NACA Rept. 781.

Hansen, James R. (1987). *Engineer in Charge*. NASA SP-4305.

Harris, D. J. Gautrey, K. Payne, and R. Bailey (2000). «The Cranfield Aircraft Handling Qualities Rating Scale: A Multidimensional Approach to the Assessment of Aircraft Handling Qualities.» *The Aeronautical Journal*: vol. 104, no. 1034, pp. 191-198.

Hoh, Roger H. and M. B. Tischler (1983). Status of the Development of Handling Criteria for VSTOL Transition, AIAA Paper 83-2103.

Hoh, Roger H. (1981). Development of Handling Quality Criteria for Aircraft with Independent Control of Six Degrees of Freedom, AFWAL-TR-81-3027.

Hoh, Roger, H. (1983). «Bring Cohesion to Handling-Qualities Engineering.» *Astronautics and Aeronautics*: June pp. 64-69.

Hoh, Roger H., David G. Mitchell, and Steven R. Sturmer (1987). Handling QualitiesCriteria for STOL Landings, STI Paper 407.

Kandalaft, R. N. (1971). Validation of the Flying Qualities Requirements of MIL-F-8785B(ASG), AFFDL-TR-71-134.

Kayten, Gerald G. (1945). Analysis of Stability and Control in Terms of Flying Qualitiesof Full-Scale Airplanes, NACA Rept. 825.

Mitchell, D. G. and R. H. Hoh (1983). Handling Qualities Criteria for STOL Flight Path Control for Approach and Landing, AIAA Paper 83-2106.

Mooij, H. A. (1985). *Criteria for Low-Speed Longitudinal Handling Qualities of Transport Aircraft with Closed-Loop Flight Control Systems*. Dordrecht: Martinus Nijhoff.

Moorhouse, David J. and Robert J.Woodcock (1982). Military Specification - Flying Qualities of Piloted Airplanes, AFWAL-TR-81-3109. *Background Information and User Guide for MIL-F-8785C*, (120 references).

Myers, Thomas T., Donald E. Johnston, and Duane T. McRuer (1987). Space Shuttle Flying Qualities and Criteria Assessment, NASA CR 4049.

Phillips, William H. (1948). Appreciation and Prediction of Flying Qualities, NACA Rept. 927.

Phillips, William H. (1994). «Effects of Model Scale on Flight Characteristics and Design Parameters.» *Journal of Aircraft*: vol. 31, no. 2, pp. 454-457.

Rolfe, J. M. and K. J. Staples (eds.). (1986). *Flight Simulation*. London: Cambridge University Press.

Shafer, Mary F. (1993). «In-Flight Simulation at the NASA Dryden Flight Research Facility.» *American Aviation Historical Society*: vol. 38, no. 4, pp. 261-277.

Shanks, G. T., S. L. Gale, C. Fielding, and D. V. Griffith 1996. Flight Control and Handling Research with the VAAC Harrier Aircraft, in: *Advances in Aircraft Flight Control*, edited by M. B. Tischler. London: Taylor and Francis, pp.159-186.

Soulé, Hartley A. (1940). Preliminary Investigation of the Flying Qualities of Airplanes, NACA Rept. 700.

Stapleford, R. L., D. T. McRuer, R. H. Hoh, D. E. Johnston, and R. K. Heffley 1970. Outsmarting MIL-F-8785B(ASG), Systems Technology Inc. TR-190-1.

Stengel, Robert F. (1979). «In-Flight Simulation with Pilot-Center of Gravity Offset and Velocity Mismatch.» *Journal of Guidance and Control*: vol. 2, no. 6, pp. 538-540.

Stinton, Darrol (1996). *Flying Qualities and Flight Testing of the Airplane*, Reston, VA: AIAA, pp. 5- 6.

Thomas, H. H. B. M. and D. Küchemann (1974). Sidney Barrington Gates 1893-1973, *Biog. Memoirs of Fellows of the Royal Soc*iety: vol. 20, pp. 181-212.

Tischler, M. B. and R. H. Hoh (1982). Handling Qualities Criterion for Flight Path Control of V/STOL Aircraft, AIAA Paper 82-1292.

Warner, Edward P. and Frederick H. Norton (1970). Preliminary Report on Free Flight Tests, NACA Rept. 70.

Westbrook, Charles B. and Duane T. McRuer (1979). Handling Qualities and Pilot Dynamics, *Aero/Space Engineering*: vol. 18, no. 5, pp. 26-32.

Woodcock, Robert J. and J. T. Browne (1986). «The Mil-Prime Standard for Aircraft Flying Qualities. » Paper presented at: *Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf.*, New York: AIAA, pp. 232-238.

Chapter 4: Power Effects on Stability and Control — **الفصل الرابع : تأثيرات القدرة في الاستقرار والتحكم**

Gilruth, Robert R. and M. D. White (1941). Analysis and Prediction of Longitudinal Stability of Airplanes, NACA Rept. 711.

Goett, Harry J. and Noel Delany (1944). Effect of Tilt of the Propeller Axison the Longitudinal Stability Characteristics of Single-Engine Airplanes, NACA Rept. 774.

Lee, John G. 1984. *It Should Fly Wednesday*. Connecticut: Mystic Publications.

McKinney, Marion O., Jr., Richard E. Kuhn, and John P. Reeder (1964). Aerodynamics and Flying Qualities of Jet V/STOL Airplanes, SAE Paper 864A.

Millikan, Clark B. (1940). «The Influence of Running Propellers on Airplane Characteristics.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 7, no. 3, pp. 85-103.

Phillips, William H., H. L. Crane, and Paul A. Hunter (1944). Effect of Lateral Shift of the Center of Gravity on Rudder Deflection Required for Trim, NACA WR L-92.

Relf, E. F. (1922). An Electric Motor of Small Diameter for Use Inside Aeroplane Models, British R & M 778.

Ribner, Herbert S. (1944). Notes on the Propeller and Slipstream in Relation to Stability, NACA WR L-25.

Ribner, Herbert S. (1945). Formulas for Propellers in Yaw and Charts of the Side-Force Derivative, NACA Rept. 819.

Ribner, Herbert S. (1945). Propellers in Yaw, NACA Rept. 820.

Ribner, Herbert S. (1946). Field of Flow About a Jet and Effect of Jets on Stability of Jet-Propelled Airplanes, NACA ACR L6C13.

Smelt, Ronald and H. Davies (1937). Estimation of Increase in Lift Due to Slipstream, British R & M 1788.

Squire, H. B. and J. Trouncer (1944). Round Jets in a General Stream, British R & M 1974.

Vetter, Hans C. (1953). Effect of a Turbojet Engine on the Dynamic Stability of an Aircraft.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 20, no.11, pp. 797-798.

Chapter 5: Managing Control Forces **الفصل الخامس : إدارة قوى التحكم**

Ames, Milton B., Jr. and Richard I. Sears (1941). Determination of Control-Surface Characteristics from NACA Plain-Flap and Tab Data, NACA Rept. 721.

Baumgarten, G. and W. Heine (1996). «A New Reconfiguration Concept for Flight Control Systems in Case of Actuator and Control Surface Failures.» *Proceedings of the 20th Congress of the ICAS, Sorrento, Italy, 8-13 September* 1996.

Brown, W. S. (1941). Spring Tab Controls, British R & M 1979.

Bryant, L. W. and R. W. G. Gandy (1939). An Investigation of the Lateral Stability of Aeroplanes with Rudder Free, NPL Rept. S&C 1097.

Bureau of Aeronautics (1953). The Hydraulics System, Rept. AE-61-4 IV.

Chambers, Joseph R. 2000. *Partners in Freedom*,Monographs in Aerospace History No. 19, NASA SP-2000-4519, pp. 154-155.

Choi, Seong-Wook, Keun-Shik Chang, and Honam Ok (2001). «Parametric Study of Transient Spoiler Aerodynamics with Two-Equation Turbulence Models.» *Journal of Aircraft*: vol. 38, no. 5, pp. 888-894.

Dunn, Orville R. (1949). Aerodynamically Boosted Surface Controls and Their Application to the DC-6 Transport, *I.A.S.-R.Ae.S. Proc*., pp. 503-533.

Gates, Sidney B. (1940). Note on Differential Gearing as a Means of Aileron Balance, British R & M 2526.

Gates, Sidney B. (1941). Notes on the Spring Tab, Rept. B. A. 1665, British R.A.E.

Glauert, Hermann (1927). The Theoretical Relationships for an Aerofoil with Hinged Flap, British R & M 1095.

Glenn, John E. (1963). Manual Flight Control System Functional Characteristics.» *IEEE Transactions on Human Factors in Electronics*: vol HFE-4, No. 1, pp. 29-38.

Goranson, R. Fabian (1945). Flight Tests of Experimental Beveled Trailing Edge Frise Ailerons on a Fighter Airplane, NACA TN 1085.

Gough, Melvin N. and A. P. Beard (1936). Limitations of the Pilot in Applying Forcesto Airplane Controls, NACA TN 550.

Graham, Dunstan and Duane T. McRuer (1991). Retrospective Essay on Nonlinearities in Aircraft Flight Control.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 14, no. 6, pp. 1089-1099.

Greenberg, Harry (1944). Calculation of Stick Forces for an Elevator with a Spring Tab, NACA WR L-139.

Greenberg, Harry and Leonard Sternfield (1943). A Theoretical Investigation of the Lateral Oscillations of an Airplane with Free Rudder with Special Reference to the Effect of Friction, NACA Rept. 762.

Harschburger, H. E. (1983). Development of Redundant Flight Control Actuation Systems for the F/A-18 Strike Fighter, SAE Paper 831484.

Hess, R. A., W. Siwakosit, and J. Chung (2000). «Accommodating a Class of Actuator Failures in Flight Control Systems.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 23, no. 3, pp. 412-419.

Howard, R. W. (2000). «Planning for Super Safety: The Fail-Safe Dimension.» *The Aeronautical Journal*: vol. 104, no. 1041, pp. 517-555.

Jiang, Jin and Qing Zhao (2000). «Design of Reliable Control Systems Possessing Actuator Redundancies.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 23, no. 4, pp. 709-718.

Jones, Robert T. and Milton B. Ames (1942). Wind Tunnel Investigation of Control-Surface Characteristics. V. -The Use of a Beveled Trailing Edge to Reduce the Hinge Moment of a Control Surface, NACA ARR.

Jones, Robert T. and Doris Cohen (1941). An Analysis of the Stability of an Airplane with Free Controls, NACA Rept. 709.

Jones, Robert T. and Harold F. Kleckner (1943). Theory and Preliminary Flight Tests of an All-Movable Vertical Tail Surface, NACA WR L-496.

Jones, Robert T. and Albert I. Nerkin (1936). The Reduction of Aileron Operating Force by Differential Linkage, NACA TN 586.

Lyle, Bruce S. (1983). Development of Control Surface Actuation Systems on Various Configurations of the F-16, SAE Paper 831483.

Maskrey, Robert H. and W. J. Thayer (1978). «A Brief History of Electrohydraulic Servomechanisms.» *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control* (ASME): vol. 100, no. 2, pp. 110-116.

Mathews, Charles W. (1944). An Analytical Investigation of the Effect of Elevator Fabric Distortion on the Longitudinal Stability and Control of an Airplane, NACA ACR L4E30.

McAvoy, William H. 1937. «Maximum Forces Applied by Pilotsto Wheel-Type Controls, NACA TN 623.

McLean, D. (1999). «Aircraft Flight Control Systems.» *The Aeronautical Journal:* vol. 103, no. 1021, pp. 159-165.

McMahan, Jack (1983). Appendix A of Restructurable Controls, NASA CP 2277.

McRuer, Duane T. (chair) (1997). *Report of the Committee on the Effects of Aircraft-Pilot Coupling on Flight Safety*, Washington, DC: National Academy Press, pp. 26, 55-73.

Osder, Stephen (1999). «Practical View of Redundancy Management - Application and Theory.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 22, no. 1, pp. 12-21.

Perrin, W. G. (1928). The Theoretical Relationships for an Aerofoil with a Multiply Hinged Flap System, British R & M 1171.

Phillips, William H., B. P. Brown, and J. L. Matthews, Jr. 1953. Review and Investigation of Unsatisfactory Control Characteristics Involving Instability of Pilot-Airplane Combination and Methods of Predicting These Difficulties from Ground Tests, NACA RM L53F17a.

Phillips, William H. (1944). Application of Spring Tabs to Elevator Controls, NACA Rept. 797.

Rogallo, Francis M. (1944). Collection of Balanced Aileron Test Data, NACA WR (ACR) 4A11.

Root, L. Eugene (1939). «Empennage Design with Single and Multiple Vertical Surfaces.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 6, no. 9, pp. 353-360.

Schaefer, W. S., L. J. Inderhees, and John F. Moynes (1991). «Flight Control Actuation System for the B-2 Advanced Technology Bomber.» *Proceedings of the SAE Aerospace Atlantic Conf.*, SAE Paper 911112, 14pp.

Schmitt, Vernon R., James W. Morris, and Gavin D. Jenney 1998. *Fly-By-Wire - A Historical and Design Perspective*, SAE IBSN 0-7680-0218-4.

Sears, William R. (1987). «(July) Flying Wing Could Stealthily Reappear.» *Aerospace America*: vol. 25, no. 7, pp. 16-19.

Silverstein, Abe and S. Katzoff (1940). Aerodynamic Characteristics of Horizontal Tail Surfaces, NACA Rept. 688.

Toll, Thomas A. (1947). A Summary of Lateral Control Research, NACA Rept. 868.

Tomayko, James E. (2000). Computers Take Flight: A History of NASA's Pioneering Digital Fly-by-Wire Project, NASA SP-200-4224.

Waterman, A. W. (1983). The Boeing 767 Hydraulic System, SAE Paper 831488.

Weick, Fred C. (1987). *From the Ground Up*. Washington, DC: Smithsonian Inst.

White, Roland J. (1950). «Investigation of Lateral Dynamic Stability in the XB-47 Airplane.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 17, no. 3, pp. 133-148.

Yeung, W. W. H., C. Xu, and W. Gu (1997). «Reduction of Transient Adverse Effects of Spoilers, *Journal of Aircraft*: vol. 34, no., 4, pp. 479-484.

Chapter 6: Stability and Control at the Design Stage — **الفصل السادس : الاستقرار والتحكم في مرحلة التصميم**

Abbott, Ira H., A. E. Von Doenhoff, and L. S. Stivers, Jr. (1945). Summary of Airfoil Data, NACA Rept. 824.

Anon. (1974). Royal Aeronautical Society (RAeS) Data Sheets, Engineering Sciences Data Item No. 74011, Aerodynamics Sub-series.

Campbell, John P. and Marion O. McKinney (1952). Summary of Methods for Calculating Dynamic Lateral Stability and Response and for Estimating Lateral Stability Derivatives, NACA Rept. 1098.

Bloy, A. W. and K. A. Lea (1995). «Directional Stability of a Large Receiver Aircraft in Air-to-Air Refueling.» *Journal of Aircraft*: vol. 32, no. 2, pp. 453-455.

DeYoung, John (1948). Theoretical Symmetric Span Loading at Subsonic Speeds for Wings Having Arbitrary Plan Form, NACA Rept. 921.

DeYoung, John (1951). Theoretical Antisymmetric Span Loading for Wings of Arbitrary Plan Form at Subsonic Speeds, NACA Rept. 1056.

DeYoung, John (1952). Theoretical Symmetric Span Loading due to Flap Deflection for Wingsof Arbitrary Plan Form at Subsonic Speeds, NACA Rept. 1071.

DeYoung, John (1976). Vortex Lattice Utilization, NASA SP-405.

Diederich, Franklin W. (1951). Charts and Tables for Use in Calculations of Downwash of Wings of Arbitrary Plan Form, NACA TN 2353.

Falkner, V. M. (1943). The Calculation of Aerodynamic Loading on Surfaces of Any Shape, British A.R.C.R. and M. No. 1910.

Hoak, Donald E. [et al.] (1976) (rev.). USAF Stability and Control DATCOM, U.S. Air Force Flight Dynamics Lab.

House, Rufus O. and Arthur R. Wallace (1941). Wind-Tunnel Investigation of Effect of Interference on Lateral-Stability Characteristics of Four NACA 23012 Wings, an Elliptical and Circular Fuselage, and Vertical Fins, NACA Rept. 705.

Jameson, A., W. Schmidt, and E. Turkel (1981). Numerical Solution of the Euler Equation by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes, AIAA Paper 81-1259.

Jones, Robert T. (1946). Properties of Low-Aspect Ratio Pointed Wings at Speeds Below and Above the Speed of Sound, NACA Rept. 835.

Kaminer, Isaac I., Richard M. Howard, and Carey S. Buttrill (1997). Development of Closed-Loop Tail-Sizing Criteria for a High Speed Civil Transport, *Journal of Aircraft*: vol. 34, no. 5, pp. 638-664.

Kayten, Gerald G. and William Koven (1945). Comparison of Wind-Tunnel and Flight Measurements of Stability and Control Characteristics of a DouglasA-26 Airplane, NACA Rept. 816.

Multhopp, Hans (1941). Aerodynamics of the Fuselage, NACA TM 1036.

Munk, Max M. (1923). The Aerodynamic Forces on Airship Hulls, NACA Rept. 184.

Pearson, Henry A. and Robert T. Jones (1938). Theoretical Stability and Control Characteristics of Wings with Various Amounts of Taper and Twist, NACA Rept. 635.

Pulliam, T. H. and J. L. Steger (1989). «Implicit Finite Difference Simulations of Three-Dimensional Compressible Flow.» *AIAA Journal*: vol. 18, no. 2, pp. 159-167.

Silverstein, Abe and S. Katzoff (1939). Design Charts for Predicting Downwash Angles and Wake Characteristics behind Plain and Flapped Wings, NACA Rept. 648.

Smith, A. M. O. (1962). Incompressible Flow about Bodies of Arbitrary Shape, IAS Paper No. 62-143, presented at the IAS National Sciences Meeting, LosAngeles, CA, June.

Chapter 7: The Jets at an Awkward Age — الفصل السابع : الطائرات النفاثة في الزمن الحَرِج

Abzug, M. J. (1956). Application of Matrix Operators to the Kinematics of Airplane Motion.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 23, no. 7, pp. 679-684.

Gunston, Bill (1973). *Bombers of the West*. New York: Scribners.

Chapter 8: The Discovery of Inertial Coupling — الفصل الثامن : اكتشاف الترابط العطالي

Abzug, M. J. (1954). «Effects of Certain Steady Motions on Small-Disturbance Airplane Motions.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 21, pp. 749-762.

Bergrun, Norman and Paul Nickel (1953). «A Flight Investigation of the Effect of Steady Rolling on the Natural Frequencies of a Body-Tail Combination, NACA TN 2985.

Gates, O. B. and K. Minka (1959). «Note on a Criterion for Severity of Roll-Induced Instability.» *Journal of the Aero/Space Sciences*: vol. 26, no. 6, pp. 287-290.

Phillips, William H. (1948). «Effect of Steady Rolling on Longitudinal and Directional Stability, NACA TN 1627.

Phillips, William H. (1992). «Recollections of Langley in the Forties.» *Journal of the American Aviation Historical Society*: vol. 37, no. 2, pp. 116-127.

Pinsker, W. J. G. (1957). Critical Flight Conditions and Loads Resulting from Inertia Cross-Coupling and Aerodynamic Stability Deficiencies, RAE Tech Note Aero 2502.

Rhoads, D. W. and John M. Schuler (1957). «A Theoretical and Experimental Study of Airplane Dynamics in Large-Disturbance Maneuvers.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 24, no. 7, pp. 507-526 and 532.

Schy, Albert A. and M. E. Hannah (1977). «Prediction of Jump Phenomena in Roll Coupled Maneuvers of Airplanes.» *Journal of Aircraft*: vol. 14, pp. 375-382.

Seckel, E. (1964). *Stability and Control of Airplanes and Helicopters*. New York: Academic Press.

Stengel, Robert F. (1975). «Effect of Combined Roll Rate and Sideslip Angle on Aircraft Flight Stability.» *Journal of Aircraft*: vol. 12, no. 8, pp. 683-685.

Thomas, H. H. B. M. and P. Price (1960). A Contribution to the Theory of Aircraft Response in Rolling Manoeuvres Including Inertia Cross-Coupling Effects, British R & M 3349.

Weil, Joseph and Richard E. Day (1956). An Analog Study of the Relative Importance of Various Factors Affecting Roll Coupling, NACA RM H56A06.

Westbrook, Charles B. (ed.) (1956). *Transactions of the Wright Air Development Center Conference on Inertia Coupling of Aircraft*, 56WCLC-1041.

Young, J.W., A. A. Schy, and K. G. Johnson (1978). «Prediction of Jump Phenomena in Aircraft Maneuvers, Including Nonlinear Aerodynamic Effects.» *Journal of Guidance and Control*: vol. 1, no. 1, pp. 26-31.

Chapter 9: Spinning and Recovery الفصل التاسع : الانهيار الحلزوني وكيفية إصلاحه

Abzug, M. J. (1977). Spin and Recovery Characteristics of the Rockwell Model 680F, ACA Systems Rept. R-143.

Adams, W. M. (1972). Analytical Prediction of Airplane Equilibrium Spin Characteristics, NASA TN D-6926.

Anderson, Seth B., Einar K. Enevoldson, and Luat T. Nguyen (1983). Pilot Human Factors in Stall/Spin Accidents of Supersonic Fighter Aircraft, in AGARD CP-347.

Arena, Andrew S., Jr., R. C. Nelson, and L. B. Schiff (1990). An Experimental Study of the Nonlinear Dynamic Phenomenon Known as Wing Rock, AIAA Paper 90-2812-CP, pp. 173-183.

Beaurain, L. (1977). General Study of Light Plane Spin, Aft Fuselage Geometry, Part 1, NASA TTF-17-446.

Beyers, Martin E. (1995). «Interpretation of Experimemtal High-Alpha Aerodynamics - Implications for Flight Prediction.» *Journal of Aircraft*, vol. 32, no. 2, pp. 247-261 (80 references).

Bihrle, William, (Jr.) (1957). Analytic Investigations of an Unconventional Airplane Spin, in *Trans. of the Wright Air Development Center Airplane Spin Symposium*. Edited by C. B. Westbrook and H. K. Doetsch, 57 WCLC-1688 and -1774.

Bihrle, William (Jr.) (1981). «Influence of Wing, Fuselage, and Tail Design on Rotational Flow Aerodynamics Beyond Maximum Lift.» *Journal of Aircraft*: vol. 18, No. 11, pp. 920-925.

Bihrle, William (Jr.) and Billy Barnhart (1978). Design Charts and Boundaries for Identifying Departure Resistant Fighter Configurations, Naval Air Level. Center Rept. 76154-30.

Bihrle, William (Jr.) and Billy Barnhart (1983). «Spin Prediction Techniques.» *Journal of Aircraft*: vol. 20, no. 2, pp. 97-101.

Bowman, James S. (Jr.) (1971). Summary of Spin Technology as Related to Light General Aviation Airplanes, NASA TN D-6575.

Bowman, James S. (Jr.) (1989). Measurements of Pressures on the Tail and Aft Fuselage of an Airplane Model during Rotary Motionsat Spin Attitudes, NASA TP-2939.

Burk, Sanger M., Jr., James S. Bowman, Jr., and William L. White (1977). Spin-Tunnel Investigation of the Spinning Characteristics of Typical Single-Engine General Aviation Designs. I - Low-Wing Model A: Effects of Tail Configurations, NASA TP-1009.

Chambers, Joseph R. (2000). *Partners in Freedom*. Monographs in Aerospace History No. 19, NASA SP-2000-4519, pp. 91-94, 102-105 and 223.

Chambers, Joseph R. and H. Paul Stough III (1986). Summary of NASA Stall/Spin Research for General Aviation Configurations, AIAA Paper 86-2597.

Ericsson, Lars E. (1993). «Slender Wing Rock Revisited.» *Journal of Aircraft*: vol. 30, no. 3, pp. 352-356.

Fremaux, C. M. (1995). «Estimation of the Moment Coefficients for Dynamically Scaled, Free-Spinning Wind-Tunnel Models.» *Journal of Aircraft*: vol. 32, no. 6, pp. 1407-1409.

Gates, Sidney B. and L. W. Bryant (1926). The Spinning of Aeroplanes, British R & M 1001.

Goman, M. and A. Khrabov (1994). State-Space Representation of Aerodynamic Characteristics of an Aircraft at High Angles of Attack.» *Journal of Aircraft*: vol. 31, no. 5, pp. 1109-1115.

Heller, Michael, Robert J. Niewoehner, and Kenneth P. Lawson (2001). F/A-18E/F Super Hornet High-Angle-of- Attack Control Law Development and Testing.» *Journal of Aircraft*: vol. 38, no. 5, pp. 841-847.

Jahnke, C. C. and Fred E. C. Culik (1994). Application of Bifurcation Theory to the High-Angle-of-Attack Dynamics of the F-14.» *Journal of Aircraft*: vol. 31, no. 1, pp. 26-34.

Jaramillo, Paul T. and M. G. Nagati (1995). Multipoint Approach for Aerodynamic Modeling in Complex Flowfields, *Journal of Aircraft*: vol. 32, no. 6, pp. 1335-1341.

Johnson, Joseph L., William A. Newsom, and Dale R. Satran (1980). Full-Scale Wind-Tunnel Investigation of the Effects of Wing Leading-Edge Modifications on the High Angle of Attack Aerodynamic Characteristics of a Low-Wing General Aviation Airplane, AIAA Paper 80-1844.

Johnston, Donald E. and Jeffrey R. Hogge (1976). Nonsymmetric Flight Influence on High Angle of Attack Handling and Departure.» *Journal of Aircraft*: vol. 13, no. 2, pp. 112-118.

Kalviste, Juri (1978). Aircraft Stability Characteristics at High Angles of Attack, in AGARD CP 235.

Kalviste, Juri (1982). Use of Rotary Balance and Forced Oscillation Test Data in a Six-Degree-of-Freedom Simulation, AIAA Paper 82-1364.

Kalviste, Juri and Bob Eller (1989). Coupled Static and Dynamic Stability Parameters, AIAA Paper 89-3362.

Lee, Dong-Chan and M. G. Nagati (1999). Improved Coupled Force and Moment Parameter Estimation for Aircraft, AIAA Paper 99-4174, in *Collection of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference Technical Papers*, Portland, OR, 9-11 August 1999, pp. 484-492.

Lee, Dong-Chan and M. G. Nagati (2000). Angular Momentum Control in Nonlinear Flight.» *Journal of Aircraft*: vol. 37, no. 3, pp. 448-453.

Levin, Daniel and Joseph Katz (1992). Self-Induced Roll Oscillations of Low-Aspect-Ratio Rectangular Wings.» *Journal of Aircraft*: vol. 29, no. 4, pp. 698-702.

Lowenberg, M. H. and Y. Patel (2000). «Use of Bifurcation Diagrams in Piloted Test Procedures.» *The Aeronautical Journal*: vol. 104, no. 1035, pp. 225-235.

Lutze, F. H., W. C. Durham, and W. H. Mason (1996). «Unified Development of Lateral-Directional Departure Criteria.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 19, no. 2, pp. 489-493.

Mangold, Peter (1991). Transformation of Flight Mechanical Design Requirements for Modern Fighters into Aerodynamic Characteristics, in *Manoeuvering Aerodynamics*, AGARD CP-497.

Mitchell, David G. and Donald E. Johnston (1980). Investigation of High-Angle-of-Attack Maneuvering-Limiting Factors, AFWAL-TR-80-3141, Part II.

Moul, Martin T. and John W. Paulson (1958). Dynamic Lateral Behavior of High Performance Aircraft, NACA RM L58E16.

Neihouse, Anshal I., Jacob H. Lichtenstein, and Philip W. Pepoon (1946). Tail Design Requirements for Satisfactory Spin Recovery, NACA TN 1045.

Neihouse, Anshal I., Walter J. Klinar, and Stanley H. Sher (1960). Status of Spin Research for Recent Airplane Designs, NASA R-57.

Nelson, R. C. and A. S. Arena, Jr. (1992). «An Experimental Investigation of Wing Rock of Slender Wings and Airplane Configurations.» Paper presented at: *Proceedings of the Fluid Dynamics at High Angles of Attack Conference*, Tokyo.

Pinsker, W. J. G. (1967). Directional Stability in Flight with Bank Angle Constraint as a Condition Defining a Minimum Acceptable Value for n_v, RAE Technical Report 67-127.

Polhamus, Edward C. (1966). A Concept of the Vortex Lift of Sharp-Edge Delta Wings Based on a Leading Edge Suction Analogy, NASA TN D-3767.

Relf, E. F. and T. Lavemder (1918). Auto-Rotation of Stalled Aerofoils and Its Relation to the Spinning Speed of Aeroplanes, British R & M 549.

Relf, E. F. and T. Lavender (1922), (1925). British R & M's 828 and 936.

Ross, A. Jean and Luat T. Nguyen (1988). Some Observations Regarding Wing Rock Oscillations at High Angles of Attack, AIAA Paper 88-4371-CP.

Ross, Holly M. and John N. Perkins (1994). «Tailoring Stall Characteristics Using Leading-Edge Droop Modifications.» *Journal of Aircraft*: vol. 31, no. 4, p. 767.

Scher, Stanley H. (1954). An Analytical Investigation of Airplane Spin Recovery Motion by Use of Rotary Balance Aerodynamic Data, NACA TN 3188.

Scher, Stanley H. (1955). Pilot's Loss of Orientation in Inverted Spins, NACA TN 3531.

Sitz, David M., David C. Nelson, and Mark R. Carpenter (1997). «KEEP EAGLE F-15E High Angle of Attack Flight Test Program.» *Journal of Aircraft*: vol. 34, no. 3, pp. 265-270.

Skow, Andrew M. and G. E. Erickson (1982). Modern Fighter Aircraft Design for High Angle of Attack Maneuvering, in *High Angle of Attack Aerodynamics*, in AGARD LS-121.

Soulé, Hartley A. and N. A. Scudder (1931). A Method of Flight Measurement of Spins, NACA Rept. 377.

Stephens, A. V. (1931). Free-Flight Spinning Investigations with Several Models, British R & M 1404.

Stephens, A. V. (1966). «Some British Contributions to Aerodynamics.» *Journal of the Royal Aeronautical Society*: vol. 70, no. 661, pp. 71-78.

Stough, H. Paul III, James M. Patton, Jr., and Steven M. Sliwa (1987). Flight Investigation of Tail Configuration on Stall, Spin, and Recovery Characteristics of a Low-Wing General Aviation Research Airplane, NASA TP-2644.

Tobak, Murray, G. T. Chapman, and L. B. Schiff (1984). Mathematical Modeling of the Aerodynamic Characteristics in Flight Mechanics, NASA TM-85880.

Tobak, Murray and L. B. Schiff (1976). Onthe Formulation of the Aerodynamic Characteristics in Aircraft Dynamics, NASA TR R-456.

Tristrant, D. and O. Renier (1985). AGARD CP 386, Paper No. 22.

Weissman, R. (1974). Status of Design Criteria for Predicting Departure Characteristics, AIAA Paper 74-791.

Westbrook, Charles B. and H. K. Doetsch (eds.) (1957). *Trans. of the Wright Air Development Center Airplane Spin Symposium*, 57WCLC-1688 and -1744.

Yip, Long P., Holly M. Ross, and David R. Robelen (1992). Model Flight Tests of a Spin-Resistant Trainer Configuration.» *Journal of Aircraft*: vol. 29, no. 5, pp. 799-805.

Zimmerman, Charles H. (1936). Preliminary Tests in the NACA Free-Spinning Wind Tunnel, NACA Rept. 557.

Chapter 10: Tactical Airplane Maneuverability

الفصل العاشر: مناوراتية الطائرة التكتيكية

Anon. (1980). Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F-8785C.

Anon. (1987). Flying Qualities of Piloted Vehicles, MIL-STD-1797, U.S. Air Force.

Arena, A. S., Jr., R. C. Nelson, and L. B. Schiff (1995). Directional Control at High Angles of Attack Using Blowing through a Chined Fore Body.» *Journal of Aircraft*: vol. 32, no. 3, pp. 596-602.

Barham, Robert W. (1994). Thrust Vector Aided Maneuvering of the YF-22 Advanced Tactical Fighter Prototype, in AGARD CP 548.

Bihrle, William (Jr.) (1966). A Handling Qualities Theory for Precise Flight-Path Control, AFFDL-TR-65-198.

Blight, James D., R. Lane Dailey, and Dagfinn Gangsass (1996). «Practical Control Law Design Using Multivariable Techniques.» in: M. B. Tischler, ed., *Advances in Aircraft Flight Control*. London: Taylor and Francis, pp. 231-267.

Chambers, Joseph R. (2000). *Partners in Freedom*. Monographs in Aerospace History No. 19, NASA SP-2000-4519, p. 41.

Ericsson, Lars E. and Martin E. Byers (1997). «Conceptual Fluid/Motion Coupling in the Herbst Supermaneuver.» *Journal of Aircraft*: vol. 34, no. 3, pp. 271-277.

Field, Edmund J. and Ken F. Rossitto (1999). Approach and Landing Longitudinal Flying Qualities for Large Transports Based on In-Flight Results, AIAA Paper AIAA-99-4095.

Gautrey, J. E. and M. V. Cook (1998). A Generic Control Anticipation Parameter for Aircraft Handling Qualities Evaluation.» *Aeronautical Journal:* vol. 102, no. 1013, pp. 151-159.

Gibson, John C. (1995). The Definition, Understanding and Design of Aircraft Handling Qualities, TU Delft Report LR-756.

Gibson, John C. (2000). Unpublished comments in letter, dated 10 December.

Greenwell, Douglas I. (1998). «Frequency Effects on Dynamic Stability Derivatives Obtained from Small-Amplitude Oscillatory Testing.» *Journal of Aircraft*: vol. 35, no. 5, pp. 776-783.

Hodgkinson, J., W. J. LaManna, and J. L. Hyde (1976). «Handling Qualities of Aircraft with Stability and Control Augmentation Systems - A Fundamental Approach.» *Aeronautical Journal*: vol. 80, no. 782, pp. 75-81.

Hoh, Roger H. and Irving L. Ashkenas (1977). «Handling Quality Criterion for Heading Control.» *Journal of Aircraft*: vol. 14, No. 2, pp. 142-150.

Hoh, Roger H. and David G Mitchell (1996). «Handling-Qualities Specification - A Functional Requirement for the Flight Control System.» in: M. B. Tischler, ed., *Advances in Aircraft Flight Control*. London: Taylor and Francis, pp. 3-33.

Mangold, Peter (1991). Transformation of Flight Mechanical Design Requirements for Modern Fighters into Aerodynamic Characteristics, in AGARD CP-497.

Mitchell, David G. and Roger H. Hoh (1982) «Low-Order Approaches to High-Order Systems: Problems and Promises.» *Journal of Guidance*: vol. 5, no. 5, pp. 482-488.

Myers, Thomas T., D. T. McRuer, and D. E. Johnston (1987). Flying Qualities Analysis for Nonlinear Large Amplitude Maneuvers, AIAA Paper 87-2904.

Nguyen, Luat T. and John V. Foster (1990). Development of a Preliminary High Angle of Attack Nose-Down Pitch Control Requirement for High-Performance Aircraft, NASA TM 101684.

Pedreiro, Nelson, Stephen M. Rock, Zeki Z. Celik, and Leonard Roberts (1998). Roll-Yaw Control at High Angle of Attack by Forebody Tangential Blowing.» *Journal of Aircraft*: vol. 35, no. 1, pp. 69-77.

Ward, Greta N. and Uy-Loi Ly (1996). «Stability Augmentation Design of a Large Flexible TransportUsing Nonlinear Parameter Optimization.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 19, no. 2, pp. 469-474.

Zagainov, G. (1993). High Maneuverability, Theory and Practice, AIAA Paper 93-4737 (1993 Wright Brothers Lecture).

Chapter 11: High Mach Number Difficulties

الفصل الحادي عشر : صعوبات تكتنف رقم ماخ المرتفع

Anderson, Seth B. and Richard S. Bray (1955). A Flight Evaluation of the Longitudinal Stability Characteristics Associated with the Pitch-Up of a Swept-Wing Airplane in Maneuvering Flight at Transonic Speeds, NACA Rept. 1237.

Bilstein, Roger E. (1989). *Orders of Magnitude*, NASA SP-4406.

Chilstrom, Ken and Penn Leary (1993). *Test Flying at Old Wright Field*. Omaha: Westchester House.

Cook, William H. (1991). *The Road to the 707*. Bellevue, WA: TYC Publ. Co.

Ericson, Albert L. (1942). Investigation of Diving Moments of a Pursuit Airplane in the Ames 16-Foot High Speed Wind Tunnel, NACA WR A-65.

Erickson, Albert L. (1943). Wind Tunnel Investigation of Devices for Improving the Diving Characteristics of Airplanes, NACA WR A-66.

Furlong, Chester G. and James G. McHugh (1957). Summary and Analysis of the Low-Speed Longitudinal Characteristics of Swept Wings at High Reynolds Number, NACA Rept. 1339.

Gilyard, Glenn B. and John W. Smith (1978). Flight Experience with Altitude Hold and Mach Hold Autopilots on the YF-12 at Mach 3, in NASA CP 2054, Vol. I.

Hallion, Richard P. (1981). *Test Pilots: The Frontiersmen of Flight*. New York: Doubleday.

Hallion, Richard P. (1984). *On the Frontier: Flight Research at Dryden, 1946-1981*, NASA SP-4303.

Hood, Manley J. and Julian H. Allen (1943). The Problem of Longitudinal Stability and Control at High Speeds, NACA Rept. 767.

Jones, Robert T. (1946). Properties of Low-Aspect-Ratio Pointed Wings at Speeds Belo w and Above the Speed of Sound, NACA Rept. 835.

Loftin, Laurence K. (Jr.) (1985). *Quest for Performance*, NASA SP-468.

McRuer, Duane T. [et al.] (1992). Assessment of Flying-Quality Criteria for Air-Breathing Aerospacecraft, NASA CR 4442.

Myers, Thomas T., David H. Klyde, Duane T. McRuer, and Greg Larson 1993. Hypersonic Flying Qualities, Wright Laboratory Rept. WL-TR-93-3050.

Perkins, Courtland D. (1970). «Development of Airplane Stability and Control Technology.» *Journal of Aircraft*: vol. 7, no. 4, pp. 290-301.

Phillips, Edward H. 1994 (Feb. 21). NTSB: Pilots Need Training for High Altitude Stalls, AWST.

Sachs, Gottfried (1990). «Effects of Thrust/Speed Dependence on Long-Period Dynamics in Supersonic Flight.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 13, no. 6, pp. 1163-1186.

Schuebel, F.N. (1942). «The Effect of Density Gradient on the Longitudinal Motion of an Aircraft.» *Luftfahrtforschung*: vol. 19, no. 4, R.T.P Translation 1739.

Shevell, Richard S. (1992). «Aerodynamic Bugs: Can CFD Spray Them Away?, *Aerodynamic Analysis and Design*, AIAA Professional Studies Series, Palo Alto, CA: AIAA.

Shortal, Joseph A. and Bernard Maggin (1946). Effect of Sweepback and Aspect Ratio on Longitudinal Stability Characteristics of Wings at Low Speeds, NACA TN 1093.

Stengel, Robert F. (1970). «Altitude Stability in Supersonic Cruising Flight.» *Journal of Aircraft*: vol. 7, no. 5, pp. 464-473.

Sternfield, Leonard (1947). «Some Considerations of the Lateral Stability of High-Speed Aircraft, NACA TN 1282.

Chapter 12: Naval Aircraft Problems — الفصل الثاني عشر : مشاكل طائرات البحرية

Ashkenas, Irving L. and Tulvio S. Durand (1963). «Simulation and Analytical Studies of Fundamental Longitudinal Control Problems in Carrier Approach.» *AIAA Simulation for Aerospace Conf.*, Columbus, OH.

Bezanson, A. F. (1961). Effects of Pilot Technique on Minimum Approach Speed, NATC Rept. PTR AD-3089.

Craig, Samuel, Robert Ringland, and Irving L. Ashkenas (1971). An Analysis of Navy Approach Power Compensation Problems and Requirements, STI Rept. 197-1.

Drinkwater, Fred J. III and George E. Cooper (1958). A Flight Evaluation of the FactorsWhich Influence the Selection of Landing Approach Speeds, NASA Memo 10-6-58A.

Heffley, Robert K. (1990). Outer-Loop Control Factorsfor Carrier Aircraft, Robert Heffley Engineering Rept. RHE-NAV-90-TR-1 (Limited Distrib.).

Neumark, S. (1953). Problems of Longitudinal Stability below Minimum Drag Speed, and Theory of Stability under Constraint, RAE Rept. Aero. 2504.

North, David M. (1993) (August 30) Long Development Phase Nearly Over for Goshawk, AWST.

Shields, E. R. and D. J. Phelan (1953). The Minimum Landing Approach Speed of High Performance Aircraft, McDonnell Rept. 3232.

White, Maurice D., Bernard A. Schlaff, and Fred J. Drinkwater III 1957. A Comparison of Flight-Measured Carrier-Approach Speeds with Values Predicted by Several Different Criteria for 41 Fighter-Type Airplane Configurations, NACA RM A57L11.

Wilson, George C. (1992). *Flying the Edge*. Annapolis: Naval Institute Press.

Chapter 13: Ultralight and Human-Powered Airplanes — الفصل الثالث عشر : الطائرات الخفيفة جداً والطائرات التي تُشّغل بالطاقة البشرية

Anderson, Seth B. and Robert A. Ormiston (1994). A Look at Handling Qualities of High Performance Hang Gliders, AIAA Paper 94-3492 CP.

Brooks, W. G. (1998). «Flight Testing of Flexwings.» *Aerogram* (Cranfield College of Aeronautics): vol. 9, no. 2, pp. 20-28.

Cook, Michael V. and Elizabeth A. Kilkenny (1987). An Experimental Investi-

gation into Methods for Quantifying Hang Glider Airworthiness Parameters, Cranfield Institute of Technology, College of Aeronautics Report 8705.

Gracey, William (1941). The Additional-Mass Effects of Plates as Determined by Experiments, NACA Rept. 707.

Grosser, Morton (1981). *Gossamer Odyssey*. Boston, MA: Houghton Mifflin.

Jex, Henry R. (1979). Gossamer Condor Dynamic Stability and Control Analysis, Systems Technology, Inc., Paper 240A.

Jex, Henry R. and David G. Mitchell (1982). Stability and Control of the Gossamer Condor Human-Powered Aircraft by Analysis and Flight Test, NASA CR 3627.

Mitchell, David G. and Henry R. Jex (1983). Flight Testing the Gossamer Albatross Human-Powered Aircraft, AIAA Paper 83-2699.

Roderick, W. E. B. (1986). Wind Tunnel Evaluation of Chinook WT-11 Ultra Light, NAE Aeronautical Note NAEAN-35, Ottawa.

Rogallo, F. M., John G. Lowry, D. R. Croom, and R. T. Taylor (1960). Preliminary Investigation of a Paraglider, NASA TN D-443.

Chapter 14: Fuel Slosh, Deep Stall, and More — **الفصل الرابع عشر : خضخضة الوقود، الانهيار العميق، وأكثر**

Abzug, M. J. (1959). Effects of Fuel Slosh on Stability and Control, Douglas Rept. ES 29551.

Abzug, M. J. (1999). «Directional Stability and Control During Landing Rollout, *Journal of Aircraft*: vol. 36, no. 3, pp. 584-590.

Anderson, Seth B., Einar K. Enevoldson, and Luat T. Nguyen (1983). Pilot Human Factors in Stall/Spin Accidents of Supersonic Fighter Aircraft, in AGARD CP 347.

Anon. (1986). Beech Airframe Failure Report (Results of Flight Tests by Prof. Ronald O. Stearman), *The 1986 Pilot's Yearbook*, pp. 1-7.

Archer, Donald D. and Charles L. Gandy (Jr.) (1957). T-37A Phase IV Performance and Stability and Control, ATTTC-TR-56-37.

Bollay,William (1937). «A Theory for Rectangular Wings of Small Aspect Ratio.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 4, no. 7, pp. 294-296.

Chambers, Joseph R. (2000). *Partners in Freedom*, Monographs in Aerospace History No. 19,NASA SP-2000-4519, pp. 55, 56, 153.

Covert, Eugene E. (1993). «Aerodynamic Hysteresis of Two-Dimensional Airfoils and Wings at Low Speed; An Empiricist's View.» in: P. Hajela and S. C. McIntosh eds., *Advances in Aerospace Sciences*. Stanford, CA: Stanford University, pp. 81-92.

Crawford, Charles C. and Jones P. Seigler (1958). KC-135A Stability and Control Test, AFFTC-TR-58-13.

Fischenberg, D. and R. V. Jategaonkar (1999). Identification of Aircraft Stall from Flight Test Data, *RTO MP-11,* pp. 17-1-17-8.

Hamel, Peter G. and Ravindra V. Jategaonkar (1996). «Evolution of Flight Vehicle System Identification.» *Journal of Aircraft*: vol. 33, no. 3, pp. 9-28 (with 183 references).

Hamel, Peter G. and R. V. Jategaonkar (1999). The Role of System Identification for Flight Vehicle Applications - Revisited, *RTO MP-11*, pp. 2-1-2-12.

Harper, John A. (1950). DC-3 Handling Qualities Tests, NACA, Paper presented to the Society of Experimental Test Pilots.

Heffley, Robert K. and Wayne F. Jewell (1972). Aircraft Handling Qualities Data, NASA CR 2144.

Iliff, Kenneth W. (1989). «Parameter Estimation for Flight Vehicles.» *Journal of Guidance*: vol. 12, no. 5, pp. 609-622.

Iliff, Kenneth W. and Richard E. Maine (1986). A Bibliography for Aircraft Parameter Estimation, NASA TM 86804.

Katzoff, S. and Harold H. Sweberg (1942). Ground Effect on Downwash and Wake Location, NACA Rept. 738.

Koehler, W. and K. Wilhelm (1977). Auslegung von Eingangssignalen für die Kennwertermittlung, *DFVLR-IB 154-77/40*, December.

Luskin, Harold and Ellis Lapin (1952). «An Analytical Approach to the Fuel Sloshing and Buffeting Problems of Aircraft.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 19, no. 4, pp. 217-228.

Purser, Paul E. and John P. Campbell (1945). Experimental Verification of a SimplifiedVee-Tail Theory and Analysis of Available Data on Complete Models with Vee Tails, NACA Rept. 823.

Reed, R. Dale (1997). *Wingless Flight: The Lifting Body Story*, NASA SP 4220, NASA Historical Series.

Schairer, George S. (1941). «Directional Stability and Vertical Surface Stalling.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 8, no. 7, pp. 270-275.

Schy, Albert A. (1952). A Theoretical Analysis of the Effects of Fuel Motion on Airplane Dynamics, NACA Rept. 1080.

Soderman, Paul T. and Thomas N. Aiken (1971). Full-Scale Wind-Tunnel Tests of a Small Unpowered Jet Aircraft with a T-Tail, NASA TN D-6573.

Taylor, Robert T. and Edward J. Ray (1985). Deep-Stall Aerodynamic Characteristics ofT-Tail Aircraft, in *Conference on Aircraft Operating Problems*, NASA SP-63.

Weick, Fred C. (1936). Everyman's Air Plane -A Move toward Simpler Flying, *S.A.E. Journal (Transactions)*, vol. 38, no. 5, pp. 176-189.

Weiss, Suzanne, Holger Friehmelt, Ermin Plaetschke, and Detlef Rohlf (1996). X-31 System Identification Using Single-Surface Excitation at High Anglesof Attack.» *Journal of Aircraft*: vol. 33, no. 3, pp. 485-490.

Wetmore, J. W. and L. I. Turner (Jr.) (1940). Determination of Ground Effect from Tests of a Glider in Towed Flight, NACA Rept. 695.

Chapter 15: Safe Personal Airplanes الفصل الخامس عشر : الطائرات الشخصية الآمنة

Anon. (1994). Used Aircraft Guide, Piper PA-31T Series Cheyennes, *The Aviation Consumer*, vol. 24, no. 9, pp. 4-11.

Anon. (1999). *Aeronautical Information Manual (AIM)*, ASA-99-FAR-AM-BK, Aviation Supplies and Academics, Newcastle, WA.

Barber, M. R., C. K. Jones, T. R. Sisk, and F. W. Haise (1966). An Evaluation of the Handling Qualities of Seven General-Aviation Aircraft, NASA TN D-3726.

Bar-Gill, Aharon and Robert F. Stengel (1986). «Longitudinal Flying Qualities Criteria for Single-Pilot Instrument Flight Operation.» *Journal of Aircraft*: vol. 23, no. 2, pp. 111-117.

Campbell, John P., Paul A. Hunter, Donald E. Hewes, and James B. Whitten (1952). Flight Investigation of Control Centering Springs on the Apparent Spiral Stability of a Personal-Owner Airplane, NACA Rept. 1092.

Ferree, William M. (1994). «Lightening Up on Design.» *Technology Review* (MIT): January, p. 6.

Goode, M. W. [et al.] (1976). Landing Practices of General Aviation Pilots in Single-Engine Light Airplanes, NASA TN D-8283.

Greer, H. Douglas [et al.] (1973). Wind Tunnel Investigation of Static Longitudinal and Lateral Characteristics of a Full-Scale Mockup of a Light Single-Engine High-Wing Airplane, NASA TN D-7149.

Loschke, Paul C. [et al]. (1974). Flight Evaluation of Advanced Control Systems and Displays on a General Aviation Airplane, NASA TN D-7703.

Pendray, G. Edward (1964). *The Guggenheim Medalists 1929-1963*. New York: The Guggenheim Board of Award of the United Engr. Trustees, Inc.

Phillips, W. H. (1998). *Journey in Aeronautical Research*, Monographs in Aerospace History, Number 12, Washington, DC: NASA.

Phillips, W. H., Helmut A. Kuehnel, and James B. Whitten (1957). Flight Investigation of the Effectiveness of an Automatic Aileron Trim Control Device for Personal Airplanes, NACA Rept. 1304.

Picon, Gary (1994). «Autopilot Buyer's Guide.» *The Aviation Consumer*: July 1.

Regis, Edward (1995) «Spratt, Schmittle, and Freewing.» *Air and Space*: vol. 9, no. 5, pp. 58-65.

Upson, Ralph H. (1942). «New Developments in Simplified Control.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 9, no. 14, pp. 515-520 and 548.

Chapter 16: Stability and Control Issues with Variable Sweep

الفصل السادس عشر : قضايا الاستقرار والتحكم للأجنحة المتراجعة المتغيرة

Kroo, Ilan (1992). *The Aerodynamic Design of Oblique Wing Aircraft*, AIAA Professional Studies Series, Palo Alto, CA: AIAA.

Loftin, Laurence H. (Jr.) (1985). *Quest for Performance*, NASA SP 468.

Nelms, W. (1976). Applications of Oblique Wing Technology, AIAA Paper 76-943.

Nguyen, Luat T.[et al.] (1980). Application of High Angle of Attack Control System Concepts to a Variable-Sweep Fighter Airplane, AIAA Paper 80-1582-CP.

Polhamus, Edward C. and Thomas A. Toll (1981). Research Related to Variable Sweep Aircraft Development, NASA TM 83121.

Chapter 17: Modern Canard Configurations

الفصل السابع عشر : تركيبات الكنار الحديثة

Agnew, J. W., G. W. Lyerla, and Sue B. Grafton (1980). Linear and Nonlinear Aerodynamics of 3-Surface Aircraft Concepts, AIAA Paper 80-1581-CP.

Chambers, Joseph R. and Long P. Yip (1984). Aerodynamic Characteristics of Two General Aviation Canard Configurations at High Angles of Attack, AIAA Paper 84-2198.

Jones, B. Melvill (1934). «Dynamics of the Airplane.» in: W. F. Durand, ed., *Aerodynamic Theory,* vol. V. Berlin: Springer, pp. 208-214.

Lorincz, D. J. (1980). Flow Visualization of the HiMat RPV, NASA CR-163094.

McCormick, Barnes W. (1979). *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, New York: Wiley, pp. 613-617.

Yeager, Jeana, Dick Rutan, and Phil Patton (1987). *Voyager*. New York: Knopf.

Yip, Long P. (1985). Wind-Tunnel Investigation of a Full-Scale Canard-Configured General Aviation Airplane, NASA TP-2382.

Chapter 18: Evolution of the Equations of Motion

الفصل الثامن عشر : تطور معادلات الحركة

Abzug, M. J. (1980). Hinged Vehicle Equations of Motion, AIAA Paper 80-0364.

Abzug, M. J. (1998). *Computational Flight Dynamics,* AIAA Education Series, Reston, VA: AIAA, pp. 105-106.

Abzug, M. J. and W. P. Rodden (1993). «The Centroidal Siren and Computational Flight Mechanics.» in: *Advances in Aerospace Sciences*. Stanford, CA: Stanford University.

Anon. (1996). *AIAA Guide to Reference and Standard Atmospheric Models*, G-003A-1996, Reston: VA AIAA.

Ashkenas, Irving L. and Duane T. McRuer (1958). Approximate Airframe Transfer Functions and Application to Single-Sensor Control Systems, WADC Technical Report 58-82, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio.

Bairstow, Leonard (1920). *Applied Aerodynamics*. London: Longmans, Green and Co.

Bairstow, Leonard, J. L. Nayler, and R. Jones (1914). Investigation of the Stability of an Aeroplane When in Circling Flight, British R & M 154.

Beam, Benjamin H. (1956). A Wind-Tunnel Test Technique for Measuring the Dynamic Rotary Stability Derivatives at Subsonic and Supersonic Speeds, NASA Rept. 1258.

Bernstein, L. (1998). «On the Equations of Motion for an Aircraft with an Internal Moving Load Which Is Then Dropped.» *Aeronautical Journal:* vol. 102, no. 1011, pp. 9-24.

Bray, Richard S. (1984). A Method for Three-Dimensional Modeling of Wind-Shear Environments for Flight Simulator Applications, NASA TM 85969.

Bryan, G. H. and W. E. Williams (1903). The Longitudinal Stability of Aerial Gliders, Proceedings of the Royal Society, Serie A, 73, No. 489.

Bryant, L. W. and S. B. Gates (1937). Nomenclature for Stability Coefficients, British R & M 1801.

Bryant, L. W., I. M. W. Jones, and G. L. Pawsey (1932). The Lateral Stability of an Aeroplane Beyond the Stall, British R & M 1519.

Chen, Robert T. N. (1983). Efficient Algorithms for Computing Trim and Small-Disturbance Equations of Motion of Aircraft in Coordinated and Uncoordinated, Steady, Steep Turns, NASA TM 84324.

Cook, M. V., J. M. Lipscombe, and F. Goineau (2000). «Analysis of the Stability Modes of the Non-Rigid Airship.» *Aeronautical Journal*: vol. 104, no. 1036, pp. 279-290.

Frazer, R. A., W. J. Duncan, and A. R. Collar (1950). *Elementary Matrices*. London: Cambridge University Press.

Gates, Sidney B. (1927). A Survey of Longitudinal Stability Beyond the Stall, with an Abstract for Designer's Use, British R & M 1118.

Glauert, H. (1927). A Nondimensional Form of the Stability Equations of an Aeroplane, British R & M 1093.

Heffley, Robert K. and Wayne F. Jewell (1972). Aircraft Handling Qualities Data, NASA CR 2144.

Hopkin, H. R. (1966). A Scheme of Notation and Nomenclature for Aircraft Dynamics and Associated Aerodynamics, RAE Tech. Rept. 66200.

ICAO (1955). Standard Atmosphere - Tablesand Data for Altitudesto 65,800 Feet, NACA Rept. 1235.

ICAO (1962). U.S. Standard Atmosphere, 1962, NASA, USAF, U.S. Weather Bureau, Washington, DC.

Johnson, Walter A., Gary L. Teper, and Herman A. Rediess (1974). Study of Control System Effectiveness in Alleviating Vortex Wake Upsets.» *Journal of Aircraft*: vol. 11, no. 3, pp. 148-154.

Jones, B. M. (1934). Dynamics of the Aeroplane, Divsion N of *Aerodynamic Theory*, Vol. V, ed. by W. F. Durand, California, Durand Reprinting Committee.

Jones, B. M. and A. Trevelyan (1925). Step-by-Step Calculations Upon the Asymmetric Movements of Stalled Airplanes, British R & M 999.

Jones, Robert T. (1936). A Simplified Application of the Method of Operators to the Calculation of the Disturbed Motion of an Airplane, NACA TR 560.

Kamesh, S. and S. Pradeep (1999). «Phugoid Approximation Revisited. »*Journal of Aircraft*: vol. 36, no. 2, pp. 465-467.

Lehman, John M., Robert K. Heffley, and Warren F. Clement (1977). Simulation and Analysis of Wind Shear Hazard, FAA-RD-78-7.

McMinn, John D. and John D. Shaughnessy (1991). Atmospheric Disturbance Model for NASP Applications, in NACA TM 4331.

McRuer, Duane, Irving L. Ashkenas, and Dunstan Graham (1973). *Aircraft Dynamics and Automatic Control*. Princeton, NJ: Princeton University Press, pp. 296-316 and 353-380.

Melsa, James L. and Stephen K. Jones (1973). *Computer Programs for Computational Assistance in the Study of Linear Control Theory*. New York: McGraw-Hill.

Milne-Thomson, M. (1958). *Theoretical Aerodynamics*. London: Macmillan.

Mokrzycki, G. A. (1950). Application of the Laplace Transformation to the Solution of the Lateral and Longitudinal Stability Equations, NACA TN 2002.

Mueller, Robert K. (1937). «The Graphical Solution of Stability Problems.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 4, no. 8, pp. 324-331.

Mulkens, Marc J. M. and Albert O. Ormerod (1993). «Measurements of Aerodynamic Rotary Stability Derivatives Using a Whirling Arm Facility.» *Journal of Aircraft*: vol. 30, no. 2, p. 178.

Myers, Thomas T., David H. Klyde, Duane T. McRuer, and Greg Larson (1993). Hypersonic Flying Qualities, WL-TR-93-3050.

Neumark, S. (1957). Problems of Longitudinal Stability below Minimum Drag Speed and Theory of Stability under Constraint, British R & M 2983.

Newell, F. D. (1965). Ground Simulator Evaluations of Coupled Roll-Spiral Mode Effectson Aircraft Handling Qualities, AFFDL-TR-65-39.

Phillips, W. F. (2000). «Improved Closed-Form Approximation for Dutch Roll.» *Journal of Aircraft*: vol. 37, no. 3, pp. 484-490.

Phillips, W. F., C. E. Hailey, and G. A. Gebert (2001). «Review of Attitude Representations Used for Airplane Kinematics.» *Journal of Aircraft*: vol. 38, no. 4, pp. 718-737, (168 references).

Pinsker, W. J. G. (1967). Directional Stability in Flight with Bank Angle Constraint as a Condition Defining a Minimum Acceptable Value for n_v, RAE Tech. Rept. 67-127.

Powers, Bruce G. and Lawrence J. Schilling (1980, 1985). Subroutine DERIVC [of the SIM2 program], NASA Dryden Research Center.

Regan, Frank J. and Satya M. Anandakrishnan (1993). *Dynamics of Atmospheric Re-Entry*. Washington, DC: AIAA, pp. 389-398.

Ribner, Herbert S. 1956. «Spectral Theory of Buffeting and Gust Response: Unification and Extension.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 23, no. 12, pp. 1075-1077 and 1118.

Robinson, A. C. (1957). «On the Use of Quaternions in Simulation of Rigid Body Motion, Wright Air Development Center Rept. TR-58-17.

Schilling, Lawrence J., Marlin D. Pickett, and David M. Aubertin (1993). The NASP Integrated Atmospheric Model, *1993 National Aero-Space Plane Technology Review*, Monterey, CA., NASA Publication GWP-ZAA.

Spilman, Darin R. and Robert F. Stengel (1995). «Jet Transport Response to a Horizontal Wind Vortex.» *Journal of Aircraft*: vol. 32, no. 3, pp. 480-485.

Sternfield, Leonard (1947). «Some Considerations of the Lateral Stability of High-Speed Aircraft, NACA TN 1282.

Stevens, Brian L. and Frank L. Lewis (1992). *Aircraft Control and Simulation*. New York: Wiley, pp. 132-139.

Strumpf, Albert (1979). «Stability and Control.» in: *Hydroballistics Design Handbook, Vol. 1*, SEAHAC TR 79-1.

Teper, Gary L. (1969). Aircraft Stability and Control Data, NASA CR 96008.

Thelander, J. A. (1965). Aircraft Motion Analysis, FDL-TR-64-70.

Workman, F. (1924). «Analysis of the Motion of an SE 5 Aeroplane by Step-by-Step Integration. » (Unpublished Report of the British A.R.C. (T 1918)).

Zimmerman, Charles H. (1935). An Analysis of Longitudinal Stability in Power-Off Flight with Charts for Use in Design, NACA Rept. 521.

Zimmerman, Charles H. (1937). An Analysis of Lateral Stability in Power-Off Flight with Charts for Use in Design, NACA Rept. 589.

Zipfel, Peter H. (2000). *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicles*, AIAA Education Series, Reston, VA: AIAA.

Abzug, M. J. (1974). Equations of Motion for an Aircraft with a Semi-Rigid Fuselage, Northrop Rept. NOR 74-112.

Anderson, L. R. (1993). Order Reduction of Aeroelastic Models Through LK Transformation and Riccati Iteration, AIAA Paper 93-3795.

Ashkenas, I. L., R. E. Magdaleno, and D. T. McRuer (1983). Flight Control and Analysis Methods for Studying Flying and Ride Qualities of Flexible Transport Aircraft, NASA CR-172201.

Bisplinghoff, Raymond L. and Holt Ashley (1962). *Principles of Aeroelasticity*. New York: Wiley.

Bisplinghoff, Raymond L., Holt Ashley, and R. L. Halfman (1955). *Aeroelasticity*, Cambridge, MA: Addison-Wesley.

Britt, Robert T., Steven B. Jacobson, and Thomas D. Arthurs (2000). «Aeroservoelastic Analysis of the B-2 Bomber.» *Journal of Aircraft*: vol. 37, no. 5, pp. 745-752.

Buttrill, Carey S. (1989). Results of Including Geometric Nonlinearitiesin an Aeroelastic Model of an F/A-18, in NASA CP 3031, Part 2.

Buttrill, Carey S., Thomas A. Zeiler, and P. Douglas Arbuckle (1987). Nonlinear Simulation of a Flexible Aircraft in Maneuvering Flight, AIAA Paper 87-2501-CP.

Cavin, R. K. and A. R. Dusto 1977. Hamilton's Principle: Finite-Element Methods and Flexible Body Dynamics, *AIAA Journal*: vol. 15, no. 12, pp. 1684-1690.

Cole, Henry A., Jr., Stuart C. Brown, and Euclid C. Holleman (1957). Experimental and Predicted Longitudinal and Lateral-Directional Response Characteristics of a Large Flexible 35Swept-Wing Airplane at an Altitude of 35,000 Feet, NACA Rept. 1330.

Collar, A. R. and F. Grinsted (1942). The Effects of Structural Flexibility of Tailplane, Elevator, and Fuselage on Longitudinal Stability and Control, British R & M 2010.

Cox, H. R. and A. G. Pugsley (1932). Theory of Loss of Lateral Control Due to Wing Twisting, British R &M1056.

Diederich, Franklin W. and Kenneth A. Foss (1953). Charts and Approximate Formulasfor the Estimation of Aeroelastic Effects on the Loading of Swept and Unswept Wings, NACA Rept. 1140.

Dowell, Earl H., H. C. Curtiss (Jr.), R. H. Scanlan, and F. Sisto (1990). *A Modern Course in Aeroelasticity*. 2nd ed., Alphen aan der Rijn: Sijthoff and Noordhoff.

Duncan, W. J. (1943). The Representation of Aircraft Wings, Tails and Fuselages by Semi-Rigid Structures in Dynamic and Static Problems, British R & M 1904.

Dusto, Arthur R. [et al]. (1974). A Method for Predicting the Stability Derivatives of an Elastic Airplane; Vol. I -FLEXSTAB Theoretical Description, NASA CR 114712.

Dykman, John R. and William P. Rodden (2000). «Structural Dynamics and Quasistatic Aeroelastic Equations of Motion.» *Journal of Aircraft*: vol. 37, no. 3, pp. 538-542.

Etkin, Bernard (1972). *Dynamics of Atmospheric Flight*. New York: Wiley.

Foss, Kenneth A. and Franklin W. Diederich (1953). Charts and Approximate Formulas for the Estimation of Aeroelastic Effects on the Lateral Control of Swept and Unswept Wings, NACA Rept. 1139.

Fung, Y. C. (1955). *An Introduction to the Theory of Aeroelasticity*. New York: Wiley.

Haug, E. J. (1989). *Computer-Aided Kinematics and Dynamics of Mechanical Systems*. Boston, MA: Allyn and Bacon.

Lovell, P. M., (Jr.) (1948). The Effect of Wing Bending Deflection on the Rolling Moment Due to Sideslip, NACA TN 1541.

Milne, R. D. (1964). Dynamics of the Deformable Airplane, British R & M 3345.

Milne, R. D. (1968). «Some Remarks on the Dynamics of Deformable Bodies.» *AIAA Journal*: vol. 6, no. 3, pp. 556-558.

Newman, Brett and David K. Schmidt (1994). «Truncation and Residualization with Weighted Balanced Coordinates.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 17, no. 6, pp. 1299-1307.

Pai, S. I. and William R. Sears (1949). «Some Aeroelastic Properties of Swept Wings, *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 16, no. 2, pp. 105-115, 119.

Phillips,W. Hewitt (1998). *Journey in Aeronautical Research*, NASA Monographs in Aerospace History, Number 12, pp. 145-150.

Rodden, William P. (1955). «A Simplified Expression for the Dihedral Effect of a Flexible Wing.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 22, no. 8, p. 579.

Rodden, William P. (1965). «Dihedral Effect of a Flexible Wing.» *Journal of Aircraft*: vol. 2, no. 5, pp. 368-373.

Rodden, William P. and Erwin H. Johnson 1994. *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide*. Costa Mesa, CA: MacNeal-Schwendler Corp.

Rodden, William P. and J. Richard Love (1985). «Equations of Motion of a Quasistatic Flight Vehicle Utilizing Restrained Static Aeroelastic Characteristics.» *Journal of Aircraft*: vol. 22, no. 9, pp. 802-809.

Schmidt, David K. and David L. Raney (2001). «Modeling and Simulation of Flexible Flight Vehicles.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 24, no. 3, pp. 539-546.

Skoog, Richard B. (1957). «An Analysis of the Effects of Aeroelasticity on the Static Longitudinal Stability and Control of a Swept-Wing Airplane, NACA Rept. 1298.

Ward, Greta and Uy-Loi Ly (1996). «Stability Augmentation Design of a Large Flexible Transport Using Nonlinear Parameter Optimization.» *Journal of Guidance, Control and Dynamics*: vol. 19, no. 2, pp. 469-474.

Chapter 20: Stability Augmentation — الفصل العشرون: الاستقرار المُتزايد

Ashkenas, Irving L. (1988). Pilot Modeling Applications, chap. 3 in: *Advances in Flying Qualities*, AGARD LS 157.

Ashkenas, Irving L. and David H. Klyde (1989). Tailless Aircraft Performance Improvements with Relaxed Static Stability, NASA CR 181806.

Atzhorn, David and Robert F. Stengel (1984). «Design and Flight Test of a Lateral-Directional Command Augmentation System.» *Journal of Guidance*, vol. 7, no. 3, pp. 361-368.

Beh, H. and G. Hofinger (1994). X-31A Control Law Design, in AGARD CP-548, *Technologies for Highly Manoeuverable Aircraft*.

Blight, James D., R. Lane Dailey, and Dagfinn Gangsass (1996). «Practical Control Law Design Using Multivariable Techniques.» in: M. B. Tischler, ed., *Advances in Aircraft Flight Control*. London: Taylor and Francis, pp. 231-267.

Bollay,William 1951. «Aerodynamic Stability and Automatic Control.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 18, no. 9, pp. 569-624.

Bryson, Arthur E. (Jr.) (1994). *Control of Spacecraft and Aircraft*. Princeton, NJ: Princeton University Press, pp. 328-342.

Burken, John J. and Frank W. Burcham (Jr.) (1997). «Flight-Test Results of Propulsion-Only Emergency Control System on MD-11 Airplane.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 20, no. 5, pp. 980-987.

Chandler, Phillip R. and David W. Potts (1983). «Shortcomings of Modern Control as Applied to Fighter Flight Control Design.» paper presented at: *Proceedings of the 22nd IEEE Conference on Decision and Control, Vol. 3,* San Antonio, Texas, December 16.

Clarke, Robert, John J. Burken, John T. Bosworth, and Jeffery E. Bauer (1994). X-29 Flight Control System: Lessons Learned, NASA TM 4598.

Cook, M. V. (1999). «On the Design of Command and Stability Augmentation Systems for Advanced Technology Aeroplanes.» *Transactions of the Institute of Measurement and Control*: vol. 21, nos. 2-3, pp. 85-98.

Cook, M. V. (2000). Private correspondence.

Doyle, John C. and Gunter Stein (1981). «Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical/Modern Synthesis.» *IEEE Transactions on Automatic Control*: vol. AC-26, no. 1, pp. 4-16.

Elgerd, Olle I. and William C. Stephens (1959). «Effect of Closed-Loop Transfer Function Pole and Zero Locations on the Transient Response of Linear Systems.» *AIEE Applications and Industry*: no. 42, pp. 121-127.

Evans, Walter R. (1948). «Graphical Analysis of Control Systems.» *AIEE Trans.*: vol. 67, pp. 547-551.

Gibson, John (1995). The Definition, Understanding and Design of Aircraft Handling Qualities, TU Delft Report LR-756.

Gibson, John (1999). *Development of a Methodology for Excellence in Handling Qualities Design for Fly by Wire Aircraft*, Series 03 Control and Simulation 06, Delft: Delft U.

Gibson, John (2000). Private correspondence.

Graham, Dunstan and D.T. McRuer (1991). «Retrospective Essay on Nonlinearities in Aircraft Flight Control.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 14, no. 6, pp. 1089-1099.

Hanson, Gregory D. and Robert F. Stengel (1984). «Effects of Displacement and Rate Saturation on the Control of Statically Unstable Aircraft.» *Journal of Guidance*: vol. 7, no. 2, pp. 197-205.

Hoh, Roger H. and David G. Mitchell (1982). Flying Qualities of Relaxed Static Stability Aircraft, DOT/FAA/CT-82/130-I.

Imlay, Frederick H. (1940). A Theoretical Study of Lateral Stability with an Automatic Pilot, NACA Rept. 693.

Jarvis, Calvin R. 1975. An Overview of NASA's Digital Fly-By-Wire Technology Development Program, TN D-7843.

Johnston, Donald J. and Duane T. McRuer (1977). «Investigation of Limb-Sidestick Dynamic Interaction with Roll Control.» *Journal of Aircraft*: vol. 10, no. 2, pp. 178-186.

Klyde, David, Duane McRuer, and Thomas Myers (1995). Unified Pilot-Induced Oscillation Theory. Vol. I: PIO Analysis with Linear and Nonlinear Effective Vehicle Characteristics, Including Rate Limiting, Report No. WL-TR 96-3208, Wright-Patterson A. F. Ohio, Wright Laboratory.

Koehler, R. (1999). «Unified Approach for Roll Ratcheting Analysis.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 22, no. 5, pp. 718-720.

McRuer, Duane T. (1950). «The Flying Wing's Electronic Tail, Honeywell.» *Flight Lines*: vol. 1, no. 2, pp. 6-7.

McRuer, Duane T. 2001. Private correspondence.

McRuer, Duane T. and Donald E. Johnston (1975). Flight Control System Properties and Problems, Vol. 1, NASA CR 2500.

McRuer, Duane T. and Thomas T. Myers (1988). Advanced Piloted Aircraft Flight Control System Design Methodology, Vol. I: Knowledge Base, NASA CR 181726.

McRuer, D. and R. L. Stapleford (1963). Sensitivity and Modal Response for Single Loop and Multiloop Systems, ASD-TR-62-812.

McRuer, Duane, Irving L. Ashkenas, and Dunstan Graham (1973). *Aircraft Dynamics and Automatic Control*. Princeton, NJ: Princeton University Press, pp. 135-153.

McRuer, Duane T., Donald E. Johnston, and Thomas T. Myers (1985). «A Perspective on Superaugmented Flight Control: Advantages and Problems.» *Active Control Systems - Review, Evaluation and Projections*, AGARD CP 384.

McRuer, Duane T., Thomas T. Myers, and Peter M. Thompson (1989). «Literal Singular-Value-Based Flight Control System Design Techniques.» *Journal of Guidance*, vol. 12, no. 6, pp. 913-919.

Milliken, William F. (Jr.) (1947). «Progress in Dynamic Stability and Control Research.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 14, no. 9, pp. 493-519.

Mitchell, David G. and Roger H. Hoh (1984). Influence of Roll Command Augmentation Systems on Flying Qualities of Fighter Aircraft.» *Journal of Guidance*: vol. 7, no. 1, pp. 99-103.

Montoya, R. J. [et al.] (1983) Restructurable Controls, NASA Conference Publication 2277.

Moorhouse, David J. (1993). Decoupling of Aircraft Responses, *Stability in Aerospace Systems*, AGARD Rept. 789.

Morgan, H. B. (1947). «Control in Low-Speed Flight.» *Aeroplane*: vol. 73, no. 1891, pp. 281-284.

Mukhopadhyay, V. and J. R. Newsom (1984). «A Multiloop System Stability Margin Study Using Matrix Singular Values.» *Journal of Guidance*: vol. 7, no. 5, pp. 582-587.

Myers, Thomas, Duane McRuer, and Donald E. Johnston (1984). Flying Qualities and Control System Characteristics for Superaugmented Aircraft, NASA CR 170419.

Osder, Stephen (1999). «Practical View of Redundancy Management - Application and Theory.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 22, no. 1, pp. 12-21.

Osder, Stephen (2000). Private correspondence.

Phillips, William H. (1989). «Flying Qualities from Early Airplanes to the Space Shuttle.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics:* vol. 12, no. 4, pp. 449-459.

Phillips, W. Hewitt (1998). *Journey in Aeronautical Research*, Monographs in Aerospace History, Number 12, Chapter 13, NASA History Office, NASA Hq., Washington, DC, 20546.

Safanov, M. G., A. J. Laub, and G. L. Hartmann (1981). «Feedback Properties of Multivariable Systems: The Role and Use of the Return Difference Matrix.» *IEEE Transactions on Automatic Control*: vol. AC-26, No. 1, pp. 47-65.

Steer, A. J. (2000). «Low Speed Control of a Second Generation Supersonic Transport Aircraft Using Integrated Thrust Vectoring.» *Aeronautical Journal*: vol. 104, no. 1035, pp. 237-245.

Stengel, Robert F. (1986). *Stochastic Optimal Control*. New York: Wiley.

Stengel, Robert F. (1993). Toward Intelligent Flight Control. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*: vol. SMC-23, No. 6, pp. 1699-1717.

Stengel, Robert F. and Paul W. Berry (1977). «Stability and Control of Maneuvering High-Performance Aircraft.» *Journal of Aircraft*: vol. 14, no. 8, pp. 787-794.

Ward, Greta N. and Uy-Loi Ly (1996). «Stability Augmentation Design of a Large Flexible Transport using Nonlinear Parameter Optimization.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 19, no. 2, pp. 469-474.

Whitbeck, Richard F. (1968). «A Frequency Domain Approach to Linear Optimal Control.» *Journal of Aircraft*: vol. 5, no. 4. pp. 395-401.

Whitbeck, Richard F. and Dennis G. J. Didaleusky (1980). Multi-Rate Digital Control Systems with Simulation Applications, AFWAL-TR-80-3101, Wright Air Force Base, Wright-Patterson, OH.

Whitbeck, R. F. and L. G. Hofmann (1978). «Digital Law Synthesis in the w' Domain.» *Journal of Guidance and Control*: vol. 1, no. 5, pp. 319-326.

White, Roland J. (1950). «Investigation of Lateral Dynamic Stability in the XB-47 Airplane.» *Journal of the Aeronautical Sciences*: vol. 17, no. 3, pp. 133-148.

Chapter 21: Flying Qualities Research Moves with the Times — الفصل الحادي والعشرون: تحرك بحث جودة الطيران مع الزمن

Anderson, M. R. and D. K. Schmidt (1987). «Closed-Loop Pilot Vehicle Analysis of the Approach and Landing Task.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 10, no. 2, pp. 187-194.

Ashkenas, Irving L. (1988). «Pilot Modeling Applications.» in: *Advances in Flying Qualities*, AGARD Lecture Series LS-157.

Ashkenas, Irving L., Henry R. Jex, and Gary L. Teper (1984). Analysis of Shuttle Orbiter Approach and Landing, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 7, no. 1, pp. 106-112.

Dornheim, Michael A. 1993 (May 4). Report Pinpoints Factors Leading to YF-22 Crash, AWST, pp. 52-54.

Gibson, John (1999). *Development of a Methodology for Excellence in Handling Qualities Design for Fly by Wire Aircraft*, Series 03 Control and Simulation 06, Delft: Delft U.

Gibson, John C. (2000). Unpublished comments in letter, dated 10 December.

Grey, Jerry (2000). «Monitoring Aircraft in Real Time.» *Aerospace America*: vol. 38, no. 11, pp. 36-40.

Hess, Ronald A. (1976). «A Method for Generating Numerical Pilot Opinion Ratings Using the Optimal Pilot Model, NASA TM X-73101.

Hess, Ronald A. (1990). «Methodology for the Analytical Assessment of Aircraft Handling Qualities.» *Control and Dynamic Systems*: vol. 33, no. 3, pp. 129-149.

Hoh, Roger H. (1988). «Advances in Flying Qualities.» in: *Advances in Flying Qualities*, AGARD Lecture Series 157.

Kleinman, D. L., S. Baron, and W. H. Levinson (1970). «An Optimal Control Model of Human Response.» *Automatica*: vol. 6, no. 3, pp. 357-383.

McRuer, Duane T. (1973). «Human Operator System and Subsystem Dynamic Characteristics.» in: *Regulation and Control in Physiological Systems*. Pittsburgh, PA: Instrument Society of America, pp. 230-235.

McRuer, Duane T. (1973). «Development of Pilot-in-the-Loop Analysis.» *Journal of Aircraft*: vol. 10, no. 9, pp. 515-524.

McRuer, Duane T. (1988). «Pilot Modeling.» in: *Advances in Flying Qualities*, AGARD Lecture Series LS-157.

McRuer, Duane T. (1990). «Pilot-Vehicle Analysis of Multiaxis Tasks.» *Journal of Guidance*: vol. 13, no. 2, pp. 348-355.

McRuer, Duane T. (1992). Human Dynamics and Pilot-Induced Oscillations, 22nd Minta Martin Lecture, MIT.

McRuer, Duane T. (1994). Pilot-Induced Oscillations and Human Dynamic Behavior, NASA CR 4683.

McRuer, Duane T. (chair) (1997). *Report of the Committee on the Effects of Aircraft-Pilot Coupling on Flight Safety*. Washington, DC: National Academy Press.

McRuer, Duane T. and E. S. Krendel (1974). Mathematical Models of Human Pilot Behavior, AGARDograph, No. 188.

McRuer, Duane T. and David K. Schmidt (1990). «Pilot-Vehicle Analysis of Multi-Axis Task.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 13, no. 2, pp. 348-355.

McRuer, Duane T. [et al.] (1990). Pilot Modeling for Flying Qualities Applications, *Minimum Flying Qualities, Vol. II*, WRDC-TR-89-3125.

Moorhouse, David J. and Robert J. Woodcock (1982). «Present Status of Flying Qualities Criteria for Conventional Aircraft.» in: *Criteria for Handling Qualities of Military Aircraft*, AGARD CP 333.

Neil, T. Peter and Rogers E. Smith (1970). An In-Flight Investigation to Develop Control System Design Criteria for Fighter Airplanes, AFFDL-TR-70-74, Vol. I.

Smith, Ralph H. and Norman D. Geddes (1979). Handling Quality Requirements for Advanced Aircraft Design: Longitudinal Mode, AFFDL-TR-78-154.

Stengel, Robert F and John R. Broussard (1978). «Prediction of Pilot-Aircraft Stability Boundaries and Performance Contours.» *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*: vol. SMC-8, no. 5, pp. 349-356.

Thompson, Peter M. and Duane T. McRuer (1988). Comparison of the Human Optimal Control and Crossover Models, AIAA Paper 88-4183, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conf.*, Minneapolis.

Chapter 22: Challenge of Stealth Aerodynamics — **الفصل الثاني والعشرون: تحدي إيروديناميك الخفية (الشبح)**

Farley, Harold C., Jr. and Richard Abrams (1990). «F-117A Flight Test Program.» paper presented at: *Thirty-Fourth Symposium Proceedings*, Beverly Hills, CA: Soc. of Experimental Test Pilots, pp. 141-167.

Fulghum, David A. 1994 (Mar. 14). F-22 Signature Problem Inflicts Weight Penalty, AWST, pp. 30, 31.

Oliveri, Frank (1994) (Mar.). «Fundamental Features for Future Fighters.» *Air Force Magazine*: pp. 36-40.

Pace, Steve (1992). *The F-117A - The Stealth Fighter*. Blue Ridge Summit, PA: TAB/Aero Books.

Chapter 23: Very Large Aircraft — **الفصل الثالث والعشرون: الطائرات الكبيرة جداً**

Cleveland, F. A. (1970). «Size Effects in Conventional Aircraft Design.» *Journal of Aircraft*: vol. 17, no. 6, pp. 483-512.

Condit, P. M., L. G. Kimbrel, and R. G. Root (1966). In-Flight and Ground-Based Simulation of Handling Qualities of Very Large Airplanes in Landing Approach, NASA CR 635.

Gibson, John (1995). The Definition, Understanding and Design of Aircraft Handling Qualities, TU Delft Report LR-756.

Grantham, William D. (1983). Large Aircraft Handling Qualities, *First Annual NASA Aircraft Controls Workshop*, Hampton, VA.

Grantham, William D., Paul M. Smith, Perry L. Deal, and William R. Neely (Jr.) (1984). Simulator Study of Several Large, Dissimilar, Cargo Transport Airplanes During Approach and Landing, NASA TP 2357.

Grantham, William D., Paul M. Smith, Lee H. Person, Jr., Robert T. Meyer, and Stephen A Tingas (1987). Piloted Simulator Study of Allowable Time Delays in Large-Airplane Response, NASA TP 2652.

Holleman, Euclid C. and Bruce G. Powers (1972). Flight Investigation of the Roll Requirements for Transport Airplanes in the Landing Approach, NASA TN D-7062.

Mueller, Lee J. (1970). «Pilot and Aircraft Augmentation.» *Journal of Aircraft*: vol. 7, no. 6, pp. 553-556.

Phillips, William H. (1979). Altitude Response of Several Airplanes during Landing Approach, NASA TM 80186.

Pinsker, W. J. G. (1969). The Landing Flare of Large Transport Aircraft, British R & M 3602.

Powers, Bruce G. (1986). «Space Shuttle Longitudinal Landing Flying Qualities.» *Journal of Guidance*: vol. 9, no. 5.

Proctor, Paul (1994) (Feb. 21). Super-Jumbos Pose Design Challenges, *AWST*.

Steer, A. J. and M. V. Cook (1999). «Control and Handling Qualities Considerations for an Advanced Supersonic Transport Aircraft.» *Aeronautical Journal*: vol. 103, no. 1024, pp. 265-271.

Ward, Greta and Uy-Loi Ly (1996). «Stability Augmentation Design of a Large Flexible Transport Using Nonlinear Parameter Optimization.» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*: vol. 19, no. 2, pp. 469-474.

Woodcock, Robert J. (1988). A Second Look at MIL Prime Flying Qualities Requirements, *Advances in Flying Qualities*, AGARD Lecture Series LS-157.

ثبت المصطلحات
عربي ــــ انجليزي

(القلابات الشقَّية) قلابات الجناح الشقية	Split wing flaps
ابتدائي، استهلاكي	Incipient
اتجاه باع الجناح	Spanwise
اتجاه وتر الجناح	Chordwise
الاتجاهي	Directional
أثر الحجم	Scale effect
أثر موجة الجر	Wake
اجتراف جانبي	Side wash
اجتراف سفلي	Downwash
أجنحة قصيرة	Stubby wings
أجنحة متراجعة متغيرة	Variable Sweep
الاحتكاك المقاوم للحركة الجانبية ـ احتكاك كولون	Coulomb friction
احتمال الحد الأعظمي، الأرجحية العظمى	Maximum likelihood
الإحداثيات الديكارتية	Cartesian coordinates
اختبارات الحركة المخروطية	Coning tests
اختيار مسبق	Preset
أداة ميكانيكية تستخدم لمعرفة اتجاه الريح	Weathercock
إدارة قوى التحكم	Managing control force
أرجحية	Likelihood

Anticipation	استباق، توقع
Recovery	استرداد
Power	استطاعة، قدرة
Extrapolation	استقراء
Inherited Stability	الاستقرارية المضمنة في التصميم
Variable Stability	استقرارية متغيرة (الطائرة متغيرة اللااستقرارية)
Interpolation	استيفاء
Grapevine	اشاعة، دالية
Recovery	إصلاح، إرجاع، إبراد، استرداد
Gimbal	الإطار، جيمبال
Rigging in reverse	إعادة ضبط وضع الطائرة
Waveoff	إعادة محاولة الهبوط
Panel	أغطية، الواح
Deflection	افالة، حرف
Artificial Horizon	الأفق الصنعي
Procurement	اقتناء
Take of	إقلاع
Liftoff	إقلاع
V/STOL	اقلاع عمودي/ إقلاع وهبوط قصيرين
VTOL	إقلاع وهبوط عموديين
Gyration	الالتفاف
Whirling	الالتفاف، التدويم
Avionics	إلكترونيات الطائرة المحمولة
Mechanism	آلية
Procuring	إمداد
Translation	ترجمة
Sidewash	انجراف هوائي جانبي

Dropback	انحدار
Flare	انحدار شراعي
Glide	الانحدار نحو الحط ـ مسار مائل، التطواف
Pitch	انحدار/ تسلق
Sidewash	انحراف الجريان الجانبي
Downwash	انحراف الجريان نحو الأسفل ـ جريان سفلي
Upwash	انحراف الجريان نحو الأعلى
Crabbed motion	انحراف أنف الطائرة عن المسار الطولي
Aileron up-float	انحراف متناظر للدفات نحو الأعلى
Excursion	انحراف، شوط
Momentum	اندفاع، العزم، الكمية الحركة
Sideslip	انزلاق جانبي
Pullout	انسحاب، نتر
Streamlined	انسيابي
Command augmentation systems	أنظمة القيادة المتزايدة
Yaw	انعراج
Rapid roll	انعراج خاطف
Blunt-nosed	أنف محدب
Dive	انقضاض
Steep dive	انقضاض حاد
Misrig	انقطاع
Stall	انهواء
Stall-spin	انهواء ـ انحدار
Spinning	الانهيار الحلزوني
Spin	انهيار الطائرة، انهيار حلزوني، أو مغزلي، أو لولبي
Unstart	انهيار ضاغط مفاجئ ومثير جداً

Flat Spin	انهيار مسطح
Yaw oscillation	اهتزاز انعراجي
Buffet	اهتزاز انقطاع الجريان، اهتزاز
Snaking oscillation	اهتزاز أو تلوي ثعباني
Reversion	ايلولة، عودة، رجوع
Leeward	باتجاه الريح
Nacelle	الباسنة، حجرة المحرك
Span wing	باع الجناح
In Tandem	بالتتابع
Rivet	برشام
Numerator	بسط الكسر
Sluggishness	بطء
Burble	بقبقة
Gun camera	البندقية الكاميرا
Pylon	بنية تعليق
Pylon	بنية تعليق المحرك على الجناح
Function	التابع، الدالة
Wing rock	تأرجح الجناح
Buffeting	تأرجح، ارتجاج، اضطراب
Hysteresis	تباطؤ
Kit-built	تجميع أجزاء
Irreversible system	تحكم الطيار مربوط مع سطح التحكم عن طريق نظام دفع، نظام غير قابل للعكس
Corded control	التحكم بواسطة الأسلاك
Bifurcation analysis	تحليل التشعب
Factorization	التحليل لعوامل
Somatogravic	تخطيط الجسم، فقد الجاذبية

Drop off	تخفيف
Lag	تخلف
Hysteresis	التخلفية : استمرار الأثر المغنطيسي
Jet Damping	تخميد النفث
Rollout	تدحرج
Rolling	تدحرج (دحرجة)
Ground roll	التدحرج الأرضي
Steady rolling	تدحرج وئيد
Gradient	تدرج
Peg	تدفع
Inflow	تدفق داخل
Gyration	التدويم : دوران حول نقطة
Inertial coupling	ترابط عطالي
Wing sweep	تراجع الجناح
Quadratic	تربيعية
Break frequency	تردد الانكسار
Rollingfrequency	تردد الدحرجة
Picking up speed	تسارع وتيرة السرعة
Climbing (Pitch Up)	تسلق
Pitchup	تسلق للأعلى
Chandelle	تسلق مفاجئ وحاد
Pullup	تسلق ناتر
Rolling pullout	التسلق الحاد الدحرجي، النتر من الدحرجة
Equalization	تسوية
Splining	تشكيل المنحنيات (تحديد)
Cross	تصالبي
Droop correction	تصحيح الميل أو الانحناء

Ratcheting	تصعيد
Minimization	تصغير
Servomechanism	التصميم الآلي للمخدم (آلية المخدم)
Compilation	تصنيف
Normalize	تطبيع
Inversion	تعاكس، انعكاس
Handling	التعامل
Overstressed	تعرض لاجهاد شديد
Identification	تعرف، تشخيص
Buildup	تعزيز
Maximization	التعظيم
Engine pylon	تعليق المحرك
Codes	تعليمات لغة البرمجة
Covariance	التغايُر
Cross-feed	تغذية عرضية
Differential Boundary layer	تفاضلية الطبقة المحاددة
Steep Turn	التفاف حاد
Flight qualities research	تفتيش جودة الطيران
Divergence	تقارب، التقاء
Undershoot	التقصير (التقاصير)
Pilot rating	تقييم الطيار
Redundancy	التكرار، وفرة
Configuration	تكوين
Tail-Last configuration	تكوين الذنب الوحيد (المتأخر)
3 surfaces configuration	التكوين بثلاثة سطوح
Canting	تمييل
Isotropy	تناح

Tuck	ثنية، طيّة
Wing twist	التواء الجناح
Horn balance	تواون قرني
Slats	قدات
Root loci	توضعات الجذور
Slipstream	تيار الرفاس (المروحة)
Airstream	تيار الهواء
Downwash	تيار إلى الأسفل
Side wash	تيار جانبي
Eigenvalues	رقم ايغن: قيم الحركة الاهتزازية
Dyadic	ثنائي
Twin Engine	ثنائية المحرك
Counterrevolution	الثورة المضادة
Broadside	جانب السطح
Back side	الجانب اليساري من منحني الدفع المطلوب والـ front side هو الجانب اليميني للمنحني
Front side	الجانب اليميني من منحني الدفع المطلوب (مقدم المنحني) والـ Back side هو الجانب اليساري للمنحني (مؤخر المنحني)
Lateral	جانبي
Airworthiness (Civil)	الجدارة الجوية
Pulling	جذب
Drift	الجرف
Vortex shed	جريان الدوامة
Washdown	الجريان السفلي
Airstream	جريان الهواء
Overhang	الجزء المتدلي ـ السطح الأمامي قبل خط المفصل

جسر تعليق المحرك	Pylon
جسم رشيق	Slender fuselage
الجمبل: أداة لإبقاء الشيء أفقياً	Gimbal
جملة الإحداثيات	Coordinates
الجناح الأيمن صاعد ـ دوران يساري	Down-going
الجناح الأيمن نازل ـ دوران يميني	Up-going
الجناح الخفيف للطائرة الشراعية اليدوية	Flexwing
الجناح الدوار القابل للاستبدال	Convertible rotor wing
الجناح المتراجع	Swept wing
الجناح المجدول	Wing warping
الجناح المحزز	Notched wing
الجناح المرن أو جناح روغالو	Parawing
جناح دلتا بزاوية رأسية 80 درجة	Wing rock
جناح متراجع بحده	Sharply sweep wing
جنيح تعيير نابضي	Spring tab
جنيح الضبط/ المعايرة	Tab
جنيح الضبط المربوط	Linked tab
الجنيح الموجه	Geared tab
جنيح توازن بشكل الحرف V	Vee tab
جنيح صِرف دون نابض أو مخدم	Flying tab
جنيح مستوي صغير يسقط من الحافة الخلفية للجناح بزاوية 90 درجة	Gurney flaps
جنيح تعيير ممفصل يقع على سطوح القيادة المتحركة الرئيسية	Trim Tab
جهاز توليد صوت، صفارة انذار	Siren
جهاز ملاحة آلية	VOR
الجهة التي تهب نحوها الريح	Leeward

Windward	جهة مهب الريح
Flight qualities	جودة الطيران
Vortillon	حاجز نحيل يركب أسفل الجناح يعمل على توليد دوامات في أعلى الجناح
Fence	حاجز يتوضع على السطح العلوي للجناح
Sharp	حاد
Leading edge	الحافة الأمامية
Trailing edge	الحافة الخلفية
Beveled-edge control surface	حافة سطح التحكم المشطوفة
Beveled edge	حافة مائلة أو مشدوفة
Mannal reversion mode	حالة الارتداد اليدوية
Steady state	حالة مستقرة
Carrier	حاملة الطائرات
Cam	حدبة
Boundaries	حدود
Bottom rudder	حرف الدفة بجهة الجناح المنخفض في حالة دوران الطائرة بزاوية ثابتة، أو استخدام الدفة لتخفيض الدوران دون زيادة زاوية الدوران
Short period oscillation	الحركة الإهتزازية السريعة الطولية
Dutch roll oscillation	الحركة الاهتزازية العرضية السريعة أو الدحرجة الهولندية (فيغوئيد)
Rig motion	حركة اللاقط
Whirling motion	حركة دوران تدويمي سريع (زوبعي)
Chandelle	حركة صعود شمعداني أو أفعواني
Curvilinear motion	حركة على خط منحني
Coning motion	حركة مخروطية بزاوية هجوم 90؛
Microsyn	حساس التزامن الميكروي
Landing	حط

Turnbuckle	حلقة إحكام معدنية
Hysteresis loop	حلقة تباطؤ
Toroidal	حلقي
Airload	الحمل الهوائي
Sideload	حمل جانبي
Sump	حوض
Departure	حيد، زيغ، انتقال
Outboard	خارجي بعيد عن جسم الطائرة
Eigen	الخاصة
Singularity	الخاصة الإفرادية أو المفردية
Slosh	خضخضة أو رجرجة
Hinge line	خط التمفصل، خط المفصل
Longitude	خط طول
Latitude	خط عرض
Wing Contour	خط محيط الجناح
Regging datumline	خط مرجعي للضبط
Mistrim	خطأ التعويض
Snapup	خطف
Streamlines	خطوط الجريان
Isobars	خطوط تساوي الضغط، التكامّل
Mechanical clearance	الخلاء الميكانيكي
Inboard	داخلي قريب من جسم الطائرة
Roundoff	الدحرجة
Roll Reversal	دحرجة انعكاسية، انعكاس الدحرجة
Overbanking	الدحرجة بزاوية كبيرة
Knob Twisting	دحرجة رئيسية
Taxying	درج

Propulsion	دسر، دفع
Interspar	الدعامة الداخلية
Hinge braket	دعامة أو سناد المفصل
Vultee Vengeance Rudder	دفة اتجاه الطائرة فولتي فنجنز
Clamshell rudder	دفة اتجاه منفصلة أو تصميم لعكس اتجاه دفع المحرك النفاث
Rudder	دفة الذنب
Aileron	دفة دحرجة
Plug aileron	دفة دحرجة سدية ـ تتحرك فقط للأعلى
Frise aileron	دفة دحرجة فرايز
Spoiler aileron	دفة دحرجة كابحية
Split aileron	دفة دحرجة مع قلابة (مشقوقة)
Elevon	دفة دحرجة ورفع
Spoilers ailerons	دفة دحرجة وكبح
Elevator	دفة رفع (روافع)
Thrust	الدفع
Vectored thrust	دفع توجيهي
Downburst	الدَفقَة الهوائية
Handbook	دليل
Manual	كراس، كُتيّب
Guided aileron	دليل دفة الدحرجة
Weathervane	دوارة الهواء: دليل اتجاه الريح
Vortex	دوامة
Edge vortex	دوامة الحافة
Vortex bursting	الدوامة المنفجرة
Horseshoe vortex	دوامة على شكل حدوه حصان
Roll ratcheting	الدوران التصعيدي

Autorotation	الدوران الذاتي
Steep turn	دوران حاد
Autorotation	دوران ذاتي
Rolloff	دوران في البداية وتغيير الاتجاه
Weathereocle	ديك الريح : مقياس اتجاه الرياح
Bellcrank	ذراع نقل حركة جرسي
High tail	ذنب أفقي مرتفع
Low tail	ذنب أفقي منخفض
Tail-last	ذنب في المؤخرة، الذنب الوحيد
Rotary balance rig	رافعة الموازن الدوار
Quaternion	رباعية
Plain-linked	ربط مفصلي بالعصا
Overbalance	رجحان
Foam	رغوة
Thim shell	رف أو صفة رقيقة
Flutter	رفرف
Lift	رفع
Lift fan	رفع مروحي
Elevator	رفع، رافعة
Horn	روق، قرن
Rig angle	زاوية التعادل
Helix angle	الزاوية الحلزونية
Beveled angle	زاوية السطح المشطوف
Angle of attack	زاوية الهجوم
Sweepback	زاوية تراجع الجناح
Dihedral	زاوية ثنائية
Anhedral	زاوية ثنائية سالبة

Heading angle	زاوية محور المركبة مع الشمال الجغرافي
Momentum	الزخم أو كمية الحركة (تساوي الكتلة X السرعة)
Fin	زعنفة
Dorsal fin	الزعنفة الظهرية
Revisited	زيارة تالية (تفتيش)
Lead	سبق
Time history	السجل الزمني (التأريخي)
Ground speed	السرعة الأرضية
Cruising speed	السرعة التطوافية
Airspeed	السرعة الجوية (سرعة الهواء)
Bound velocity	السرعة الحدية
Airspeed	السرعة الهوائية
Vorticity	سرعة دوران الدوامة (الدواميّة)
Hypersonic	سرعة فرط صوتية
Supersonic	سرعة فوق صوتية
Stabilizer	سطح الاتزان، موازن أفقي
Control surface	سطح التحكم
Balanced control surface	سطح التحكم المتوازن
Planform	سطح الجسم والجناح، مسقط من الأعلى
Surface hardover	سطح تحكم بحالة عطل
Strake	سطح صغير يركب على الجناح لتغيير الجريان
Beveled surface	سطح مشطوف
Fabric covered control surfaces	سطوح التحكم المغطاة بالقماش
Facet	سُطيح
Amplitude	السعة الجزالة، المطال
Balloon shed	سقف منطاد
Shed	سقيفة

Scalar	سُلمي، عددي
Attitude	سلوك، وضع
Vertex	سمت الرأس
Feature	سمة، ميزة، ملمح
Lattice	الشبكة
Vortex lattice	شبكة الدوامة
Quasi-spin	شبه انهيار
Steep	شديدة الانحدار
Tadpole	الشرغوف، البلعوط
ERC (Engineering and Research Corporation)	شركة البحث والهندسة
Flight envelope	شروط أو محدوديات الطيران ـ مغلف الطيران ـ
Envelop	شروط سيطرة وتشغيل المحيط المغطي الحافظ
Glide slope beam	شعاع منحدر النزول نحو الحط
Suction analogy	شفط متجانس
Slot-lip spoiler	شق كابح بشفة
Fairing	شكل انسيابي، اكسسوار
Airfoil	شكل مقطع الجناح، مطيار
Formal	شكلي، صوري، رسمي
Tandem	شيئان مترادفان، طائرة بمقعدين مترادفين
Net airfoil circulation	صافي دورة المطيار
Forebody	صَدر الجسم
Splitter-plate	صفيحة ألمينيوم للدعم مع أضلاع
Wing torsional stiffness	صلابة الجناح الالتوائية
Nut	الصمولة
Live nut	الصمولة النابضية
Pad	صندوق، خزان، حاوية

Idle set	ضبط تشغيل كسول
Swallow	طائر السنونو
V/STOL	الطائرات ذات الإقلاع والهبوط العمودي
Hang glider	طائرة التدلي الشراعية طائرة شراعية تحمل إنسان متدلي.
Glider	الطائرة الشراعية (دون محرك)
Elastic airplane	الطائرة المرنة
Interplane struts	طائرة ذات عوارض ربط لنقل الرفع بين الجناح الرئيسي والجسم، ونقل حمل نظام الهبوط مع الجسم
Sailplane	طائرة شراعية (بدون محرك)
Manned airplane	طائرة مأهولة
Pursuit Plane	طائرة مطاردة، مُطارِدة
Kit airplane	طائرة هواة (يتم تجميعها)
Shears	طبقات مقصات جوية
Slipstream	الطرح أو الهواء المزاح
Tip	طرف
Wing tip	طرف الجناح
Carpet plot	طرق لرسم الخرائط التخطيطية
Vortex lattice method	طريقة شبكة الدوامة
Boundary layer control	طريقة للتحكم بسلوك الطبقة الحدودية
Flare	طفو الطائرة قبل التماس
Autopilot	طيار آلي
Pilot-in-the-loop	الطيار ضمن الحلقة
Wings-level flight	الطيران الأفقي
General-aviation	الطيران الخاص غير التجاري أو العسكري
Fly-by-Cable	الطيران بالكبلات
Pure flying	طيران صِرف دون مخدم أو نابض
Fly-by-wire	الطيران عبر الأسلاك الكهربائية

الطيران كهربائياً بوصل سلكي دون وجود وصلات ميكانيكية

عامل	Factor
عبئ العمل	Workload
عبور	Crossover
عتلة الوقود (الخانق)	Throttle
عجلات الهبوط	Landing gear
عجلة قيادة شبيهة بقرني الثور أو الفران أو النير	Yoke
عجلة، دولاب	Wheel
عداد الاجهاد	Strain guage
عزم الدفع	Thrust moment
عزم الفاصلة الايروديناميكي	Aerodynamic hinge moment
عزم المفصل	Hinge moment
عزوم انعراج دفعية	Propelling yawing moments
العصا على يمين الطيار	Sidestick
عصا مرتجفة، وحاجة العصا	Stick shaker
عضد الجناح (عضادة الجناح)	Wing spar
عقدي	Complex
عكس دفة الدحرجة	Aileron Reversal
العمود المحلزن، مرفاع لولبي	Jackscrew
غزل، انهيار حلزوني	Spin
غطاء، غطاء المحرك	Fairing
غلاف، حجرة	Pod
غير لزج أو دبق	Inviscid
فقد الوعي المؤقت	Black out
فك التعشيق/ عجلة بدواسة	Wheel throw
فوهة المحرك النفاث	Jet intake

Intake	فوهة مدخل النافث
Streamwise	في اتجاه الجريان
Contrabillity	قابلية التحكم
Rule of thumb	قاعدة متعارف عليها
Momentum conservation law	قانون انخفاض العزم
Newton secondlow	قانون نيوتن الثاني
Lockon	القبض، القفل على (التسديد)
Yoke	القبضة ثنائية اليد (مقود الطائرة)
Dogfight	قتال جوي
Slat	قدَّة
Slat (s)	قدة (قدات)
Leading edge slats	قدة حافة الجناح الأمامية سطوح إيروديناميكية تضاف للحافة الأمامية للجناح لتتيح له العمل عند زوايا هجوم عالية
Power	قدرة المحرك
Asymmetric power	قدرة محرك غير متناظرة
Frisbee	القرص الهوائي
Stubby	قصير وبدين
Pushrod	قضيب شد
Lock	قفل
Flap	قلاب
Flaps ailerons	قلابات الدحرجة
Auxiliary flaps	القلابات المساعدة
Dive recovery flaps	القلابات المعالجة للانقضاض
Blown flaps	قلابات نفخ
IFR	قواعد طيران آلي
Normal force	القوة الناظمة

Retractable arc	قوس قابل للسحب
Column forces	قوى عجلة القيادة
s Stram sage measurements	قياسات عداد الاجهاد
Standard	قياسي، معياري
Constraint	قيد
Steady state value	قيمة الحالة المستقرة
Spoiler	كابح
Speed brake or airbrake	كابح السعرة أو الفرملة الهوائية
Spoiler aileron	كابح دفة دحرجة
Slot lip spoiler	كابح شفوي شقي
Bod-weight	كتلة التوازن (كتلة الموازنة)
Apparent mass	الكتلة الظاهرية
Bobweight	كتلة تمثيل
Polynomial	كثير الحدود
Off-boresight	كشف الهدف رادارياً
Instrument rating	كفاءة الطيران على العدادات (تقييم القدرة على استخدام العدادات)
Quantitative	كمياً
Canard	الكنار
Irreversible	لاردي
Seam	لحام
Viscosity	اللزوجة
Bonding	لصق
CDI	مؤشر اتجاه الرحلة
Dashpot	ماص صدمة
Splashpot	ماص صدمة بنابض
Inherent	متأصل

Residualization	المتبقيات
Vector	متجه، شعاع
Codified requirements	متطلبات مصنفة
Discrete	متقطع
Bent	متقوس
Fold	متقوس، مطوي
Isobars	المتكاتلة، خط تساوي الضغط الجوي
Flap slot	مجاذ القلاب
Overshoots	المجاوزه (التجاوز)
paddle	مجداف
Nacelle-pylon combination	مجموعة الباسنة وبنية تعليق
Align	محاذاة، تراصف، اصطفاف
Proceeding	محاضر جلسات
Buckled	مُشْبكَة، محدبة، ممعجة
Bypass Jet Engine	المحرك النفاث التحويلي
	محرك نفاث توربوفان يأخذ جزء من الهواء المُسرَع لضغطه من حول المحرك
Bearing	مَحمل
Shielded	محمية
Boresight	المحور البصري لهوائي الرادار، من ثقب الأبرة
Abscissa	محور السينات
Ordinate	محور الصادات
Transducer	محول الطاقة
Contour	محيط الشكل
Straw man	مخادع، رجل قش
Servo	مخدم مؤازر
Yaw damper	مخمد الانعراج

Coning	مخروطي، تمخرط
Damper	مخمد
Oleo struts	مخمد الدعامات
Yaw gust damper	مخمد انعراج العصفة
Embodied	مدمج
Manual reversion	المراجعة أو التعديل اليدوي
Conjugate	مرافق
Notch filter	مرشح ثُلمي
Reentry vehicles	مَركبات مخصصة لدخول الغلاف الجوي
Vehicle	مَركبة
Geocenter	مركز الأرض
Aerodynamic Center	المركز الايروديناميكي
Metacenter	المركز البيني أو المقابل
Center of Pressure	مركز الضغط
Metacenter	مركز الطفو، المركز البيني
Centroidal	مركز سطح
Elastic	مرن
Propellor	مروحة الداسر، الرفاس
Pusher propeller	مروحة دافعة
Puller propeller	مروحة ساحبة
Aeroelasticity	المرونة الجوية
Aerothermoelasticity	مرونة الحرارة الجوية
Aeroservoelasticity	مرونة المخدم الجوي
Augmenter	مُزيد
Glide slope	مسار انحدار شراعي
Laid out	مسجى
Worm gear	مسنن دودي

Feeler ailerons	مشعرات دفات الدحرجة
Actuator	مشغل
Operator	مُشغل، مؤثر
Baffled fuel tank	مصدات خزان الوقود
Weighting matrix	مصفوفة التوزين
Return difference matrix	مصفوفة الحلقة المغلقة وتساوي إلى 1 + G
Polygon	مضلع
Characteristic equation	المعادلة المميزة
Coefficient	معامل
Lift coefficient	معامل الرفع
Trim lift coefficient	معامل رفع الموازنة (معامل رفع بسبب جنيح الموازنة)
Vanishes	معدوم، مختفي
Dogfighting	المعركة الجوية (طائرة إثر أخرى)
Trim compensator	معروض موازن ضبط ماخ
Data	معطيات
Mach trim compensator	معوض موازن ضبط ماخ
Criterion	معيار
Trim	المعير، أو موازن الضبط أو جنيح تعبير الاتزان
Departures	مغادرة، انحراف، ميل
Hinge	مفصل (مفاصل)
Swivel joint	مفصل متراوح
Transonic	مقارب سرعة الصوت
Denominator	مقام الكسر
Foreplane	مقدم جسم الطائرة.
Optical tracker	المقفي البصري
Control column	مقود التحكم
Rating scale	مقياس تقدير القيمة

Constituents	مكونات
Solenoid	ملف جاذب، سولينويد
Maneuverability	مناوراتية
Popup maneuver	المناورة المنبثقة ـ المناورة التي تنفذها الطائرة لغاية تحرير القنبلة
Catapult	منجنيق
Steam catapult	منجنيق قذف الطائرات البخاري
Droop	منحنى مائل للأسفل، متدل، حافة منحنية أو مائلة للأسفل وهن، ضعف
Debugger	منقح
Transpose	منقول
Developed	المُنماة
Pushover	مهمة سهلة، مناورة تجاوز
Wing leveller	موازن الاستقرار الأفقي
Rotary Balance	الموازن الدوار: إنتاج حركة تشبه المخروط عند زاوية هجوم ثابتة، ودوران حول شعاع السرعة
Trim	الموازن المعيّر أو المشذب
Horne balance	موازن دفة تحكم
Trim	موازن ضبط
Lead Balance	موازن من الرصاص
Tensor	موتِر، تانسور
Thrust Vector	موجة الدفع (اتجاه الدفع)
Jet wake	موجة جر النافث، أثر يتركه عادم المحرك النفاث.
Parameter	مُوسط
Reversal parameter	مُوسِط العكس
Tractor position	موقع الجر
Characteristic	ميزة

Banking	ميلان الجناح
Overhung	ناتئ أو متدلي
Serve	ناقل حركة الكتروميكانيكي
Pull-ups	النتر
Dive pullout	النتر من الانقضاض
Taper ratio	نسبة النحولة
Aspect ratio	نسبة امتداد الجناح، نسبة الوجاهة
Propagation	نشر
Data sheet	نشرة مواصفات
Domain	نطاق
Time domain	نطاق الزمن
Wing leveler	نظام الجناح الأفقي
GPS	النظام الكوني لتحديد الموقع
Artificial-feel system	نظام الملمس الصنعي
ILS	نظام الهبوط الآلي
Hydranlic Boost System	نظام دعم هيدروليكي
Yaw-adjustable cross-wind landing gear	نظام ضبط زاوية الانعراج بوجود ريح عرضية نظام عجلات الهبوط
Castering steerable	نظام عجلة قابل للتوجيه
Strap-down	نظام عطالي غير مؤطر
Reversible system	نظام قابل للعكس: تحكم الطيار مربوط مباشرة مع سطح التحكم
System	النظام، الجملة
Bifurcation Theory	نظرية التشعّب
Indicial theory	نظرية الدليل الاسية
Bifurcation	نظرية رياضية (التشعبية)، لحل المعادلات التفاضلية ـ التكاملات في حقول الأشعة

Air traffic control system	نظلم مراقبة الحركة الجوية
Frozen point	النقاط الجامدة (النقاط غير الداخلة في الحساب)
Pivot	نقطة ارتكاز
Neutral Point	نقطة التعادل، نقطة العطالة
Stagnation point	نقطة الركود
Neutral point	النقطة المحايدة
Drop model	نموذج إسقاط (إسقاط نموذج طائرة في نفق)
Mockup	نموذج بالحجم الطبيعي
Radio controlled model	نموذج مسير بالراديو (مسيّرة)
End-game	نهاية المطاردة
Qualitative	نوعياً
Blowing	هَبَات
Drop	هبطة أو سقوط أو انخفاض مفاجئ
Wing drop	هبطة جناح، سقوط أحد الجناحين كمقدمة لحصول الانهواء
Hard landing	هبوط خشن
Plunge	هبوط، سقوط
Hermitian	هرميتي
Bellows	هواء مضغوط بضغط جوي واحد، منفاخ كبير
Structure	هيكل
Airframe	هيكل الطائرة
Bare airframe	الهيكل العاري
Wing panel	الواح، أغطية الجناح
Wedge	وتد
Wing chord	وتر الجناح
Nose-up attitude	وضع التسلق بأفق إلى أعلى
Rigging position	وضع الضبط: وضع الطائرة أثناء عمليات الضبط

Stick free	وضع العصا الحيادي حيث عزم المفصل لسطح التحكم يساوي الصفر
Nose-down attitude	وضعية الأنف للأسفل
Indicate	يؤشر، يدل
Induced	يحرض، بحث
Stands for	يمثل

ثبت المصطلحات
إنجليزي ــــ عربي

3 surfaces configuration	التكوين بثلاثة سطوح
Abscissa	محور السينات
Actuator	مشغل
Aerodynamic center	المركز الايروديناميكي
Aerodynamic hinge moment	عزم الفاصلة الايروديناميكي
Aeroelasticity	المرونة الجوية
Aeroservoelasticity	مرونة المخدم الجوي
Aerothermoelasticity	مرونة الحرارة الجوية
Aileron	دفة دحرجة
Aileron reversal	عكس دفة الدحرجة
Aileron up-float	انحراف متناظر للدفات نحو الأعلى
Air traffic control system	نظلم مراقبة الحركة الجوية
Airfoil	شكل مقطع الجناح، مطيار
Airframe	هيكل الطائرة
Airload	الحمل الهوائي
Airspeed	السرعة الهوائية
Airspeed	السرعة الجوية (سرعة الهواء)
Airstream	تيار الهواء
Airstream	جريان الهواء
Airworthiness (Civil)	الجدارة الجوية

Align	محاذاة
Amplitude	السعة الجزالة، المطال
Angle of attack	زاوية الهجوم
Anhedral	زاوية ثنائية سالبة
Anticipation	الاستباق
Apparent mass	الكتلة الظاهرية
Artificial horizon	الأفق الصنعي
Artificial-feel system	نظام الملمس الصنعي
Aspect ratio	نسبة امتداد الجناح، نسبة الوجاهة
Aspect ration	نسبة الوجاهة
Asymmetric power	قدرة محرك غير متناظرة
Attitude	سلوك، وضع
Augmenter	مُزيد
Autopilot	طيار آلي
Autorotation	دوران ذاتي
Autorotation	الدوران الذاتي
Auxiliary flaps	القلابات المساعدة
Avionics	إلكترونيات الطائرة المحمولة
Back side	الجانب اليساري من منحني الدفع المطلوب والـ front side هو الجانب اليميني للمنحني
Baffled fuel tank	مصدات خزان الوقود
Balanced control surface	سطح التحكم المتوازن
Balloon shed	سقف منطاد
Banking	ميلان الجناح
Bare airframe	الهيكل العاري
Bearing	مَحمل
Bellcrank	ذراع نقل حركة جرسي

Bellows	هواء مضغوط بضغط جوي واحد، منفاخ كبير
Bent	متقوس
Beveled angle	زاوية السطح المشطوف
Beveled Edge	حافة مائلة أو مشدوفة
Beveled surface	سطح مشطوف
Beveled-edge control surface	حافة سطح التحكم المشطوفة
Bifurcation	نظرية رياضية (التشعبية)، لحل المعادلات التفاضلية ـ التكاملات في حقول الأشعة
Bifurcation analysis	تحليل التشعب
Bifurcation Theory	نظرية التشعّب
Black out	فقد الوعي المؤقت
Blowing	هَبَات
Blown flaps	قلابات نفخ
Blunt-nosed	أنف محدب
Bobweight	كتلة تمثيل
Bod-weight	كتلة التوازن (كتلة الموازنة)
Bonding	لصق
Boresight	المحور البصري لهوائي الرادار، من ثقب الإبرة
Bottom rudder	حرف الدفة بجهة الجناح المنخفض في حالة دوران الطائرة بزاوية ثابتة، أو استخدام الدفة لتخفيض الدوران بدون زيادة زاوية الدوران
Bound velocity	السرعة الحدية
Boundaries	حدود
Boundary layer control	طريقة للتحكم بسلوك الطبقة الحدودية
Break frequency	تردد الانكسار
Broadside	جانب السطح
Buckled	محدبة، ممعجة، مُشبكَة

Buffet	اهتزاز انقطاع الجريان، اهتزاز
Buffeting	تأرجح، ارتجاج، اضطراب
Buildup	تعزيز
Burble	بقبقة
Bypass jet engine	محرك نفاث توربوفان يأخذ جزء من الهواء المُسرَع لضغطه من حول المحرك
Bypass Jet Engine	المحرك النفاث التحويلي
Cam	حدبة
Canard	الكنار
Canting	تمييل
Carpet plot	طرق لرسم الخرائط التخطيطية
Carrier	حاملة الطائرات
Cartesian coordinates	الإحداثيات الديكارتية
Castering steerable	نظام عجلة قابل للتوجيه
Catapult	منجنيق
CDI	مؤشر اتجاه الرحلة
Center of Pressure	مركز الضغط
Centroidal	مركز سطح
Chandelle	تسلق مفاجئ وحاد
Chandelle	حركة صعود شمعداني أو أفعواني
Characteristic	ميزة
Characteristic equation	المعادلة المميزة
Chordwise	اتجاه وتر الجناح
Clamshell rudder	دفة اتجاه منفصلة أو تصميم لعكس اتجاه دفع المحرك النفاث
Climbing (Pitch Down)	انحدار
Climbing (Pitch Up)	تسلق

Codes	تعليمات لغة البرمجة، شيفرات
Codified requirements	متطلبات مصنفة
Coefficient	معامل
Column forces	قوى عجلة القيادة
Command augmentation systems	أنظمة القيادة المتزايدة
Compilation	تصنيف
Complex	عقدي
Configuration	تكوين
Coning	مخروطي، تمخرط
Coning motion	حركة مخروطية بزاوية هجوم 90؛
Coning tests	اختبارات الحركة المخروطية
Conjugate	مرافق
Constituents	مكونات
Constraint	قيد
Contour	محيط الشكل
Contrabillity	قابلية التحكم
Control column	مقود التحكم
Control surface	سطح التحكم
Convertible rotor wing	الجناح الدوار القابل للاستبدال
Coordinates	جملة الإحداثيات
Corded Contral	التحكم بواسطة الأسلاك
Coulomb friction	الاحتكاك المقاوم للحركة الجانبية ـ احتكاك كولون
Counterrevolution	الثورة المضادة
Covariance	التغايُر
Crabbed motion	انحراف أنف الطائرة عن المسار الطولي
Criterion	معيار

Cross	تصالبي
Cross-feed	تغذية عرضية
Crossover	عبور
Cruising speed	السرعة التطوافية
Curvilinear motion	حركة على خط منحني
Damper	مخمد
Dashpot	ماص صدمة
Data	معطيات
Data sheet	نشرة مواصفات
Debugger	منقح
Deflection	افالة، حرف
Denominator	مقام الكسر
Departure	حيد، زيغ
Departures	مغادرة، انحراف، ميل
Developed	المُنماة
Differential boundary layer	تفاضلية الطبقة المحاددة
Dihedral	زاوية ثنائية
Directional	الاتجاهي
Discrete	متقطع
Dive	انقضاض
Dive pullout	النتر من الانقضاض
Dive recovery flaps	القلابات المعالجة للانقضاض
Divergence	تقارب، التقاء
Dogfight	قتال جوي
Domain	نطاق
Dorsal fin	الزعنفة الظهرية
Downburst	الدَفقَة الهوائية

Down-going	الجناح الأيمن صاعد ـ دوران يساري
Downspring	
Downwash	انحراف الجريان نحو الأسفل ـ جريان سفلي
Downwash	تيار إلى الأسفل
Downwash	اجتراف سفلي
Drift	الجرف
Droop	منحنى مائل إلى الأسفل، متدل، حافة منحنية أو مائلة إلى الأسفل وهن، ضعف
Droop correction	تصحيح الميل أو الانحناء
Drop	هبطة أو سقوط أو انخفاض مفاجئ
Drop model	نموذج إسقاط (إسقاط نموذج طائرة في نفق)
Drop off	تخفيف
Dropback	انحدار
Dutch Roll	الدحرجة الهولندية (الفيغوئيد)
Dutch roll oscillation	الحركة الاهتزازية العرضية السريعة أو الدوران الهولندي
Dyadic	ثنائي
Edge vortex	دوامة الحافة
Eigen	الخاصة
Eigenvalues	تيم ايفن: قيم الحركة الاهتزازية
Elastic	مرن
Elastic airplane	الطائرة المرنة
Elevator	دفة رفع (روافع)
Elevon	دفة دحرجة ورفع
Embodied	مدمج
End-game	نهاية المطاردة
Engine pylon	تعليق المحرك

Envelop	شروط سيطرة وتشغيل المحيط المغطي الحافظ
Equalization	تسوية
ERC (Engineering and Research Corporation)	شركة البحث والهندسة
Excursion	انحراف، شوط
Extrapolation	استقراء
Fabric covered control surfaces	سطوح التحكم المغطاة بالقماش
Facet	سُطيح
Factor	عامل
Factorization	التحليل لعوامل
Fairing	غطاء، غطاء المحرك، شكل انسيابي
Feature	سمة، ميزة
Feeler ailerons	مشعرات دفات الدحرجة
Fence	حاجز يتوضع على السطح العلوي للجناح
Fin	زعنفة
Flap	قلاب
Flap slot	مجاذ القلاب (شق القلاب)
Flaps	قلابات
Flaps ailerons	قلابات الدحرجة
Flare	طفو الطائرة قبل التماس
Flat Soins	انهيار مسطح
Flave	انحدار شراعي
Flexwing	الجناح الخفيف للطائرة الشراعية اليدوية
Flight envelope	شروط أو محدوديات الطيران
Flight qualities	جودة الطيران
Flight qualities research	تفتيش جودة الطيران
Flutter	رفرف

Fly by wire	الطيران كهربائياً بوصل سلكي بدون وجود وصلات ميكانيكية
Fly-by-Cable	الطيران بالكبلات
Fly-by-wire	الطيران عبر الأسلاك الكهربائية
Flying tab	جنيح صَرف بدون نابض أو مخدم
Foam	رغوة
Fold	متقوس، مطوي
Forebody	صَدر الجسم
Foreplane	مقدم جسم الطائرة.
Formal	شكلي، صوري، رسمي
Frisbee	القرص الهوائي
Frise aileron	دفة دحرجة فرايز
Front side	الجانب اليميني من منحني الدفع المطلوب (مقدم المنحني) والـ Back side هو الجانب اليساري للمنحني (مؤخر المنحني)
Frozen point	النقاط الجامدة (النقاط غير الداخلة في الحساب)
Function	التابع، الدالة
Geared tab	دفيفة أو جنيح موازنة
General-Aviation	الطيران الخاص غير التجاري أو العسكري
Geocenter	مركز الأرض
Gimbal	الإطار، جيمبال
Gimbal	الجمبل: أداة لإبقاء الشيء أفقياً
Gimbaled	يبقى بشكل أفقي
Glide	الانحدار نحو الحط ـ مسار مائل، التطواف
Glide slope	مسار انحدار شراعي
Glide slope beam	شعاع منحدر النزول نحو الحط
Glider	الطائرة الشراعية (دون محرك)
GPS	النظام الكوني لتحديد الموقع

Gradient	تدرج
Grapevine	اشاعة، دالية
Ground roll	التدحرج الأرضي
Ground Speed	السرعة الأرضية
Guided aileron	دليل دفة الدحرجة
Gun camera	البندقية الكاميرا
Gurney flaps	جنيح مستوي صغير يسقط من الحافة الخلفية للجناح بزاوية 90
Gyration	الالتفاف
Gyration	التدويم: دوران حول نقطة
Handbook	دليل
Handling	التعامل
Hang glider	طائرة التدلي الشراعية طائرة شراعية تحمل إنساناً متدلياً.
Hard landing	هبوط خشن
Heading angle	زاوية محور المركبة مع الشمال الجغرافي
Helix angle	الزاوية الحلزونية
Hermitian	هرميتي
High tail	ذنب أفقي مرتفع
Hinge	مفصل (مفاصل)
Hinge braket	دعامة أو سناد المفصل
Hinge line	خط المفصل
Hinge moment	عزم المفصل
Horn	روق، قرن
Horn balance	توازن قرني
Horseshoe vortex	دوامة على شكل حدوة حصان
Hydranlic Boost System	نظام دعم هيدروليكي

Hypersonic	سرعة فرط صوتية
Hysteresis	تباطؤ
Hysteresis	التخلفية : استمرار الأثر المغنطيسي
Hysteresis loop	حلقة تباطؤ
Identification	تعرف، تشخيص
Idle Set	ضبط تشغيل كسول
IFR	قواعد طيران آلي
ILS	نظام الهبوط الآلي
In tandem	بالتتابع أو بالترادف
Inboard	داخلي قريب من جسم الطائرة
Incipient	ابتدائي، استهلالي
Indicate	يؤشر، يدل
Indicial theory	نظرية الدليل الاسية
Induced	يحرض، بحث
Inertial coupling	ترابط عطالي
Inflow	تدفق داخل
Inherent	متأصل
Inherited stability	الاستقرارية المضمنة في التصميم
Instrument rating	كفاءة الطيران على العدادات (تقييم القدرة على استخدام العدادات)
Intake	فوهة مدخل النافث
Interplane struts	طائرة ذات عوارض ربط لنقل الرفع بين الجناح الرئيسي والجسم، ونقل حمل نظام الهبوط مع الجسم.
Interpolation	استيفاء
Interspar	الدعامة الداخلية
Inversion	تعاكس، ارتكاس
Inviscid	غير لزج أو دبق

Irreversible	لاردي
Irreversible system	تحكم الطيار مربوط مع سطح التحكم عن طريق نظام دفع، نظام غير قابل للعكس
Isobars	خطوط تساوي الضغط، التكاتل
Isotropy	تناح
Jackscrew	العمود المحلزن، مرفاع لولبي
Jet damping	تخميد النفث
Jet lntake	فوهة المحرك النفاث
Jet wake	موجة جر النافث، أثر يتركه عادم المحرك النفاث.
Kit airplane	طائرة هواة (يتم تجميعها)
Kit-built	تجميع أجزاء
Knob twisting	تدوير مفتاح
Lag	تخلف
Laid out	مسجى
Landing	حط
Landing gear	عجلات الهبوط
Lateral	جانبي
Latitude	خط عرض
Lattice	الشبكة
Lead	سبق
Lead Balance	موازن من الرصاص
Leading Edge	الحافة المتقدمة (الأمامية)
Leading edge slats	قدة حافة الجناح الأمامية سطوح إيروديناميكية تضاف إلى الحافة الأمامية للجناح لتتيح له العمل عند زوايا هجوم عالية
Leeward	الجهة التي تهب نحوها الريح
Levels	مستويات

Lift	رفع
Lift coefficient	معامل الرفع
Lift fan	رفع مروحي
Liftoff	إقلاع
Likelihood	أرجحية
Linked tabs	جنيحات ضبط مرتبطة
Live nut	الصمولة النابضية
Lock	قفل
Lockon	القبض، القفل على هدف
Longitude	خط طول
Low tail	الذنب الأفقي المنخفض
Mach trim compensator	معوض موازن ضبط ماخ
Managing control force	إدارة قوى التحكم
Maneuverability	المُناوراتية
Mannal reversion mode	حالة الارتداد اليدوية
Manned airplane	طائرة مأهولة
Manual	دليل، كراس
Manual reversion	المراجعة أو التعديل اليدوي
Maximization	التعظيم
Maximum likelihood	احتمال الحد الأعظمي، الأرجحية العظمى
Mechanical clearance	الخلاء الميكانيكي
Mechanism	آلية
Metacenter	مركز الطفو، المركز البيني
Microsyn	حساس التزامن الميكروي
Minimization	تصغير
Misrig	انقطاع
Mistrim	خطأ التعويض

Mockup	نموذج بالحجم الطبيعي
Momentum	الزخم أو كمية الحركة (تساوي الكتلة X السرعة)
Momentum	اندفاع، العزم، كمية الحركة
Momentum conservation law	قانون انخفاض العزم
Nacelle	الباسنة، كنة المحرك، حجرة المحرك
Nacelle-pylon combination	مجموعة الباسنة وبنية تعليق
Net airfoil circulation	صافي دورة المطيار
Neutral point	نقطة التعادل، نقطة العطالة، النقطة المحايدة
Newton secondlow	قانون نيوتن الثاني
Normal force	القوة الناظمة
Normalize	تطبيع
Nose-down attitude	وضعية الأنف إلى الأسفل
Nose-up attitude	وضع التسلق بأنف إلى أعلى
Notch filter	مرشح ثُلمي
Notched wing	الجناح المحزز
Numerator	بسط الكسر
Nut	الصمولة
Off-boresight	كشف الهدف رادارياً
Oleo struts	مخمد الدعامات
Operator	مُشغل، مؤثر
Optical tracker	المقفي البصري
Ordinate	محور الصادات
Outboard	خارجي بعيد عن جسم الطائرة
Overbalance	رجحان
Overbìnking	الدحرجة بزاوية كبيرة
Overhang	الجزء المتدلي ـ السطح الأمامي قبل خط المفصل

Overshool	مجاوزة
Overstressed	تعرض لاجهاد شديد
Pad	صندوق، خزان، حاوية
paddle	مجداف
Panel	أغطية، الواح
Parameter	مُوسط
Parawing	الجناح المرن أو جناح روغالو
Peg	تدفع
Picking up speed	تسارع وتيرة السرعة
Pilot Rating	تقييم الطيار
Pilot-in-the-loop	الطيار ضمن الحلقة
Pitch	انحدار/ تسلق
Pitchup	تسلق إلى أعلى
Pivot	نقطة ارتكاز
Plain-linked	ربط مفصلي بالعصا
Planform	سطح الجسم والجناح، مسقط من الأعلى
Plug aileron	دفة دحرجة سدية ـ تتحرك فقط إلى أعلى
Plunge	هبوط، سقوط
Pod	غلاف، حجرة
Polygon	مضلع
Polynomial	كثير الحدود
Popup maneuver	المناورة المنبثقة ـ المناورة التي تنفذها الطائرة لغاية تحرير القنبلة
Power	قدرة المحرك
Power	الاستطاعة، القدرة
Preset	اختيار مسبق
Proceeding	محاضر جلسات

Procurement	اقتناء
Procuring	إمداد
Propagation	نشر
Propelling yawing moments	عزوم انعراج دفعية
Propellor	مروحة الداسر، الرفاس
Propulsion	دسر، دفع
Puller propeller	مروحة ساحبة
Pulling	جذب
Pullout	انسحاب ناتر
Pullup	تسلق ناتر
Pull-ups	النتر
Pure flying	طيران صَرف دون مخدم أو نابض
Pursuit Plane	طائرة مطاردة، مُطارِدة
Pusher propeller	مروحة دافعة
Pushover	مهمة سهلة، مناورة تجاوز
Pushrod	قضيب شد
Pylon	بنية تعليق المحرك على الجناح
Pylon	جسر تعليق المحرك
Pylon	بنية تعليق
Quadratic	تربيعية
Qualitative	نوعياً
Quantitative	كمياً
Quasi-spin	شبه انهيار
Quaternion	رباعية
Radio controlled model	نموذج مسير بالراديو (مسيّرة)
Rapid roll	دحرجة خاطفة
Ratcheting	تصعيد

Rating scale	مقياس تقدير القيمة
Recovery	إصلاح، إرجاع، إبراء، استرداد
Redundancy	التكرار، وفرة
Reentry vehicles	مَركبات مخصصة لدخول الغلاف الجوي
Regging datumline	خط مرجعي للضبط
Residualization	المتبقيات
Retractable arc	قوس قابل للسحب
Return difference matrix	مصفوفة الحلقة المغلقة وتساوي إلى 1 + G
Reversal parameter	مُوسِط العكس
Reversible system	نظام قابل للعكس: تحكم الطيار مربوط مباشرة مع سطح التحكم
Reversion	ايلولة، عودة، رجوع
Revisited	زيارة تالية (تفتيش)
Rig angle	زاوية التعادل
Rig motion	حركة اللاقط
Rigging in reverse	إعادة ضبط وضع الطائرة
Rigging position	وضع الضبط: وضع الطائرة أثناء عمليات الضبط
Rivet	برشام
Roll ratcheting	الدوران التصعيدي
Roll reversal	دحرجة انعكاسية، انعكاس الدحرجة
Rolling	تدحرج (دحرجة)
Rolling pullout	التسلقات الحاد الدحرجي النتر من الدحرجة
Rollingfrequency	تردد الدحرجة
Rolloff	دوران في البداية وتغيير الاتجاه
Rollout	الخروج من الدحرجة، الهرب من
Root loci	توضعات الجذور
Rotary Balance	الموازن الدوار: إنتاج حركة تشبه المخروط عند زاوية هجوم ثابتة، ودوران حول شعاع السرعة

Rotary Balance	الموازن الدوار
Rotary Balance Rig	رافعة الموازن الدوار
Rudder	دفة الذنب
Rule of thumb	قاعدة متعارف عليها
Sailplane	طائرة شراعية (بدون محرك)
Scalar	سُلمي، عددي
Scale effect	أثر الحجم
Seam	لحام
Serve	ناقل حركة الكتروميكانيكي، مخدم
Servomechanism	التصميم الآلي للمخدم (آلية المخدم)
Sharp	حاد
Sharply sweep wing	جناح متراجع بحده
Shears	طبقات مقصات جوية
Shed	سقيفة
Shielded	محمية
Short period oscillation	الحركة الإهتزازية السريعة الطولية
Side wash	تيار جانبي
Side wash	اجتراف جانبي
Sideload	حمل جانبي
Sideslip	انزلاق جانبي
Sidestick	عصا قيادة جانبية
Sidewash	انحراف الجريان الجانبي
Sidewash	انجراف هوائي جانبي
Singularity	الخاصة الإفرادية أو المفردية
Siren	جهاز توليد صوت، صفارة انذار
Slat (s)	قدَّة (قدات)
Slender fuselage	جسم رشيق

Slipstream	تيار الرفاس (المروحة)
Slipstream	الطرح أو الهواء المزاح
Slosh	خضخضة أو رجرجة
Slot lip spoiler	كابح شفوي شقي
Slot-lip spoiler	شق كابح بشفة
Sluggishness	بطء
Snaking oscillation	اهتزاز أو تلوي ثعباني
Snapup	خطف
Solenoid	ملف جاذب، سولينويد
Somatogravic	تخطيط الجسم، فقد الجاذبية
Span wing	باع الجناح
Spanwise	اتجاه باع الجناح
Spashpot	ماص صدمة بنابض
Speed brake or airbrake	كابح السعرة أو الفرملة الهوائية
Spin	انهيار الطائرة
Spin	غزل، انهيار حلزوني
Spin	انهيار حلزوني
Spin	انهيار مغزلي أو لولبي
Spinning	الانهيار الحلزوني
Splining	تشكيل المنحنيات
Split aileron	دفة دحرجة مع قلابة
Split wing flaps	(القلابات الشقِّيّة) قلابات الجناح الشقية
Splitter-plate	صفيحة ألمينيوم للدعم مع أضلاع
Spoiler	الكابح
Spoiler aileron	كابح دفة دحرجة
Spoiler aileron	دفة دحرجة كابحية
Spoilers ailerons	دفة دحرجة وكبح

Spring Tab	جنيح موازنة نابضي
Stabilizer	سطح الاتزان، موازن أفقي
Stagnation point	نقطة الركود
Stall-spin	انهواء ـ انهيار
Standard	قياسي، معياري
Stands for	يمثل
Steady rolling	تدحرج وئيد
Steady state	حالة مستقرة
Steady state value	قيمة الحالة المستقرة
Steam catapult	منجنيق قذف الطائرات البخاري
Steep	شديدة الانحدار
Steep dive	انقضاض حاد
Steep Turn	التفاف حاد
Steep Turn	دوران حاد
Stick free	وضع العصا الحيادي حيث عزم المفصل لسطح التحكم يساوي الصفر
Stick shaker	عصا مرتجفة، رجاجة العصا
Stick-fixed stability	استقرار العصا ـ الثابتة
Strain gauge	مقياس إجهاد
Strake	سطح صغير يركب على الجناح لتغيير الجريان
Stram sage measurement	قياسات عداد الاجهاد
Strap-down	نظام عطالي غير مؤطر
Straw man	مخادع
Streamlined	انسيابي
Streamlines	خطوط الجريان
Streamwise	في اتجاه الجريان
Structure	هيكل

Stubby	قصير وبدين
Stubby wings	أجنحة قصيرة
Suction analogy	شفط متجانس
Sump	حوض
Supersonic	سرعة فوق صوتية (فوتية)
Surface hardover	سطح تحكم بحالة عطل
Swallow	طائر السنونو
Sweepback	زاوية تراجع الجناح
Swept wing	الجناح المتراجع
Swivel joint	مفصل متراوح
System	النظام، الجملة
Tab	جنيح الضبط/ المعايرة
Tadpole	الشرغوف، البلعوط
Tail-last	ذنب المؤخرة، الذنب الوحيد
Tail-last configuration	تكوين الذنب الوحيد (المتأخر)
Take of	إقلاع
Tandem	شيئان مترادفان، طائرة بمقعدين مترادفين
Taper ratio	نسبة النحولة
Taxying	درج
Tensor	موتِر، تانسور
Thim shell	رف أو صفة رقيقة
Throttle	عتلة الوقود
Thrust	الدفع
Thrust moment	عزم الدفع
Thrust vector	موجة الدفع (اتجاه الدفع)
Time domain	نطاق الزمن
Time history	السجل الزمني (التأريخي)

Tip	طرف
Toroidal	حلقي
Tractor position	موقع الجر
Trailing edge	الحافة الخلفية
Transaction	محاضر جلسات
Transducer	محول الطاقة
Translation	الانتقال
Transonic	مقارب سرعة الصوت
Transpose	منقول
Trim	موازن: حركة التنعيم لسطح التحكم
Trim	الموازن المعُيّر أو المُشذِب
Trim compensator	معروض موازن ضبط ماخ
Trim lift coefficient	معامل رفع الموازنة (معامل رفع بسبب جنيح الموازنة)
Trim Tab	جنيح تعيير ممفصل يقع على سطوح القيادة المتحركة الرئيسية
Tuck	تنية، طيّة
Turnbuckle	حلقة إحكام معدنية
Twin engine	ثنائية المحرك
Undershoot	التقصير (التقاصير)
Unstart	انهيار ضاغط مفاجئ ومثير جداً
Up-going	الجناح الأيمن نازل ـ دوران يميني
Upwash	انحراف الجريان نحو الأعلى
V/STOL	إقلاع عمودي/ إقلاع وهبوط قصيرين
Vanishes	معدوم، مختفي
Variable stability	استقرارية متغيرة (الطائرة متغيرة اللاستقرارية)
Variable sweep	أجنحة متراجعة متغيرة
Vector	متجه، شعاع

Vectored thrust	دفع توجيهي
Vee tab	جنيح توازن بشكل الحرف V
Vehicle	مَركبة
Vertex	سمت الرأس
Viscosity	اللزوجة
VOR	جهاز ملاحة آلية
Vortex	دوامة
Vortex bursting	الدوامة المنفجرة
Vortex lattice	شبكة الدوامة
Vortex shed	جريان الدوامة
Vorticity	سرعة دوران الدوامة
Vortillon	حاجز نحيل يركب أسفل الجناح يعمل على توليد دوامات في أعلى الجناح
Vultee vengeance rudder	دفة اتجاه الطائرة فولتي فنجنز
Wake	أثر موجة الجر
Washdown	الجريان السفلي
Waveoff	إعادة محاولة الهبوط
Weathercock	أداة ميكانيكية تستخدم لمعرفة اتجاه الريح
Weathervane	دوارة الهواء: دليل اتجاه الريح
Wedge	وتد
Weighting matrix	مصفوفة التوزين
Wheel	عجلة، دولاب
Wheel throw	فك التعشيق/ عجلة بدواسة
Whirling motion	حركة دوران تدوليمي سريع (زوبعي)
Windward	جهة مهب الريح
Wing chord	وتر الجناح
Wing contour	خط محيط الجناح

Wing drop	هبطة جناح، سقوط أحد الجناحين كمقدمة لحصول الانهيار الحلزوني
Wing leveller	موازن الاستقرار الأفقي
Wing panel	الواح، أغطية الجناح
Wing rock	جناح دلتا بزاوية رأسية 80 درجة، تأرجح الجناح
Wing spar	عضد الجناح (عضادة الجناح)
Wing sweep	تراجع الجناح
Wing tip	طرف الجناح
Wing torsional stiffness	صلابة الجناح الالتوائية
Wing twist	التواء الجناح
Wing warping	الجناح المجدول
Wings-level flight	الطيران الأفقي
Workload	عبء العمل
Worm gear	مسنن دودي
Yaw	انعراج
Yaw damper	مخمد الانعراج
Yaw gust damper	مخمد انعراج العصفة
Yaw oscillation	اهتزاز انعراجي
Yaw-adjustable cross-wind	نظام ضبط زاوية الانعراج بوجود ريح عرضية
Yoke	عجلة قيادة شبيهة بقرني الثور أو الفران أو النير

فهـــــرس

ـ أ ـ

- ب -

ـ ت ـ

- ث -

- ج -

- ح -

- خ -

- د -

- ذ -

- ر -

- ز -

- س -

- ش -

- ص -

- ض -

- ط -

ـ ظ ـ

ـ ع ـ

- غ -

- ف -

- ق -

ـ ك ـ

- ل -

- م -

- ن -

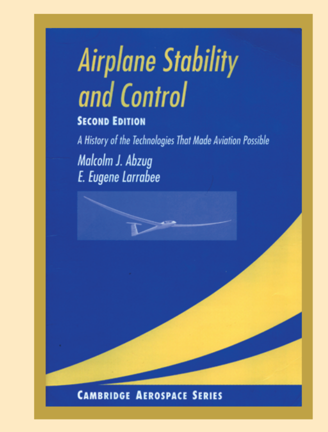
ـ هـ ـ

- و -

- ي -

استقرار الطائرة والتحكم بها

تاريخ التقانات التي جعلت الطيران ممكناً(*)



(*) الكتاب الثالث من الفضاء والطيران

السلسلة: تضم هذه السلسلة ترجمة لأحدث الكتب عن التقنيات التي يحتاج إليها الوطن العربي في البحث والتطوير ونقل المعرفة إلى القارئ العربي.

الكتاب: من المركبات الطائرة الأولى التي حلقت بضعَ ثوانٍ، إلى طائرات اليوم العملاقة عابرة القارات، كان للاستقرار والتحكم الاعتبارات الحاسمة دائماً.

يجسّد الكتاب التسلسل التأريخي لتطور الاستقرار والتحكم ودور الرواد من باحثين وطيارين وصناعيين في نظام التحكم بالدفع، والطيران بالوصل السلكي، وإدارة التكرار، والتطبيقات التكنولوجية في مجال أمان الطائرة.

ويتضمن الكتاب بأشكاله وصوره العديدة وأسلوبه المتسلسل سِيرةً موجزة لوجوه الاستقرار والتحكم، واكتشاف التحكم العطالي وتحديات إيروديناميك التخفي، ونظرة نحو علم طيران المستقبل.

سيجد طلبة هندسة ميكانيك الطائرات، والإيروديناميك، ومتحمسي الطيران على حدٍّ سواء، في هذا الكتاب منهجاً شاملاً في تطور الاستقرار والتحكم مؤرشفاً وفق تسلسل أحداثه وشخوصه.

المؤلفان: **مالكولم ج. أبزوغ**: الرئيس السابق لشركة ACA Systems Inc.

إ. أوجين لارابي: أستاذ متمرس في معهد ماساتشوسيتس للتكنولوجيا MIT.

المترجمان: **د. أديب بطح**: باحث في مركز الدراسات والبحوث العلمية، سورية.

م. محمود حسن عيتاني: مهندس ميكانيك الطيران من جامعة نورثروب، مع خبرة تزيد على ستة وعشرين عاماً في مجال تصنيع الطائرات في شركات أميركية.

سلسلة كتب التقنيات الاستراتيجية والمتقدّمة

1. المياه
2. البترول والغاز
3. البتروكيمياء
4. النانو
5. التقنية الحيوية
6. تقنية المعلومات
7. الإلكترونيات والاتصالات والضوئيات
8. الفضاء والطيران
9. الطاقة
10. المواد المتقدمة
11. البيئة





المنظمة العربية للترجمة

الثمن: 44 دولاراً
أو ما يعادلها


ISBN 978-9953-82-469-7